

**НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ
імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»**

Інститут аерокосмічних технологій

Кафедра авіа- та ракетобудування

«На правах рукопису»

УДК 681.3

До захисту допущено:

В. о. завідувача кафедри

_____ Володимир КАБАНЯЧИЙ

«__» _____ 2020 р.

Магістерська дисертація

на здобуття ступеня магістра

за освітньо-професійною програмою «Літаки і вертольоти»

зі спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»

на тему: «Варіантне автоматизоване конструювання крила

регіонального літака»

Виконав:

студент VI курсу, групи АЛ-91мп

Теран Гарсія Пауло Матео _____

Керівник:

Професор, д.т.н., професор кафедри

Віталій СУХОВ _____

Консультант:

Рецензент:

Професор, д.т.н., професор кафедри

Лев РИЖКОВ _____

Засвідчую, що у цій магістерській дисертації
немає запозичень з праць інших авторів без
відповідних посилань.

Студент _____

Київ – 2020 року

**Національний технічний університет України
“Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського”**

Інститут Аерокосмічних Технологій
(повна назва)

Кафедра авіа-та ракетобудування
(повна назва)

Рівень вищої освіти другий (магістерський)

Спеціальність 134 – Авіаційна та ракетно-космічна техніка
(код і назва)

ЗАТВЕРДЖУЮ

В.о. завідувача кафедри

_____ Володимир КАБАНЯЧИЙ
(підпис) (ініціали, прізвище)

« ____ » _____ 20 ____ р.

**ЗАВДАННЯ
на магістерську дисертацію студенту
Пауло Матео Теран Гарсія**

(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема дисертації: Варіантне автоматизоване конструювання крила
регіонального літака

**науковий керівник
дисертації**

Сухов Віталій Вікторович, д.т.н., професор
(прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)

затверджені наказом по університету від « 07 » 12 2020 р.
№253/20 сі

2. Термін подання студентом дисертації: 10 грудня 2020 року

3. Об'єкт дослідження: Крило регіонального літака

4. Предмет дослідження: Варіантне автоматизоване конструювання крила
регіонального літака

5. Перелік питань, які потрібно розробити:

5.1. Аналіз сучасного стану конструювання крила регіонального літака.

5.2. Формування мети та завдань дисертаційного дослідження.

5.3. Теоретичні основи автоматизованого конструювання крила.

5.4. Варіантне комп'ютерне моделювання крила регіонального літака.

5.5. Застосування розроблених моделей та запропонованої методики
автоматизованого проектування.

5.6. Перспективи подальшого розвитку напрацьованих наукових результатів.

5.7. Розробка стартап-проекту.

6. Орієнтовний перелік ілюстративного матеріалу:

6.1. Сучасний стан конструювання крила регіонального літака.

6.2. Мета та завдання дисертаційного дослідження.

6.3. Теоретичні основи автоматизованого конструювання крила.

6.4. Варіантне комп'ютерне моделювання крила регіонального літака.

6.5. Застосування розроблених моделей.

6.6. Перспективи подальшого розвитку. Старт-проект.

7. Орієнтовний перелік публікацій:

7.1. Стаття у фаховому виданні.

7.2. Доповідь на науково-технічній конференції з публікацією тез.

8. Дата видачі завдання: 01.12.2020 р.

1.1.1 КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Термін виконання етапів магістерської дисертації	1.2 І примітка
1.	Аналіз сучасного стану конструювання крила регіонального літака.	до 30.11.2019 р.	
2.	Мета та завдання дисертаційного дослідження.	до 01.01.2020 р.	
3.	Теоретичні основи автоматизованого конструювання крила.	до 01.04.2020 р.	
4.	Варіантне комп'ютерне моделювання крила регіонального літака.	до 01.06.2020 р.	
5.	Застосування розроблених моделей, перспективи подальшого розвитку напрацьованих наукових результатів.	до 01.07.2020 р.	
6.	Розробка старт-проекту.	до 30.09.2020 р.	
7.	Оформлення пояснювальної записки та ілюстративного матеріалу.	до 01.12.2020 р.	

Студент

(підпис)

Пауло Матео ТЕРАН ГАРСІЯ

(ініціали, прізвище)

Науковий керівник

(підпис)

Віталій СУХОВ

(ініціали, прізвище)

Реферат

Магістерська дисертація: "Варіантне автоматизоване конструювання крила регіонального літака", 104 сторінки, 59 малюнків, 17 таблиць, 20 посилань.

Актуальність: Однією з найважливіших задач, що вирішуються в процесі проектування літаків транспортної категорії, є задача зниження ваги планера. Особливо актуальна ця задача для регіональних літаків, в конструкції яких часто застосовується крило з підкосом, що дозволяє істотно зменшити вагу не тільки окремих частин кесона, а й крила в цілому. Найбільш ефективним методом аналізу напружено-деформованого стану таких конструкцій є метод скінченних елементів, який застосовується у всіх сучасних CAE-системах. У той же час, процес побудови, за допомогою зазначених систем, якісних скінченно-елементних моделей крила з підкосом, що забезпечують прийнятну точність розрахунків, має велику тривалість, що істотно знижує якість проектування.

Засоби об'єктно-орієнтованої інформаційної технології, розроблені для прискорення синтезу скінченно-елементної моделі вільнонесучого крила, також не дозволяють вирішити задачу синтезу скінченно-елементної моделі крила з підкосом, тому що для з'єднання його елементів використовуються прості шарнірні стики.

Мета роботи: розробка методу автоматизованого синтезу структур скінченно-елементних моделей простих шарнірних стиків, з метою забезпечення синтезу скінченно-елементної моделі крила з підкосом, шляхом з'єднання локальних скінченно-елементних моделей від'ємної частини кесона крила, центрального відсіку фюзеляжу і підкоса.

Об'єкт дослідження: крило регіонального літака.

Метод дослідження: виконано аналіз конструкції простих шарнірних стиків, на основі результатів якого розроблено принципи формування структури скінченно-елементної моделі простого шарнірного стику. Визначено

перелік і формат вихідних даних, необхідних для побудови скінченно-елементної моделі стику, а також схема обміну даними між моделями агрегатів планера літака, що з'єднуються.

Метод синтезу моделі шарнірного стику: розроблений з урахуванням внутрішнього уявлення скінченно-елементної моделі, що складається із стрижневих і плоских симплекс-елементів. Моделі стиків з'єднують незалежно синтезовані моделі від'ємної частині кесона крила, підкоса і центрального відсіку фюзеляжу. Для спрощення алгоритму синтезу скінченних елементів, в структуру даних програмного коду доданий спеціальний масив, що містить локальні номери вузлів моделі стику, згруповані за місцем розташування в моделі. На першому етапі здійснюється читання координат і номерів вузлів стикових вузлів. На другому етапі здійснюється розрахунок координат внутрішніх вузлів скінченно-елементної моделі стику. На третьому етапі здійснюється синтез кінцево-елементної моделі стику. Синтез здійснюється на підставі номерів вузлів, зафіксованих в масиві місцевих номерів, з урахуванням їх місця розташування в моделі.

Наукова новизна результатів дослідження: розроблено новий метод синтезу скінченно-елементних моделей елементів конструкції літака, який значно розширює сферу застосування об'єктно-орієнтованої інформаційної технології при проектуванні конструкції планера літака транспортної категорії.

Практичне значення отриманих результатів: істотне скорочення тривалості синтезу скінченно-елементної моделі літака транспортної категорії з підкосним крилом, що дає можливість підвищити якість проектування, за рахунок використання математичних методів оптимізації.

Апробація результатів: наукова конференція студентів "Авіа-ракетобудування: перспективи та напрямки розвитку".

Публікація: стаття за темою дисертації прийнята до опублікування у міжнародному виданні "Eastern-European Journal of Enterprise Technologies".

Ключові слова: метод скінченних елементів, синтез моделі стику, крило з підкосом.

Зміст

Перелік скорочень	9
Вступ	11
1. Аналіз сучасного стану конструювання крила регіонального літака	14
1.1 Близькомагістральний літак Ан-148.....	14
1.2 Близькомагістральний літак ВАе.146-200.....	15
1.3. Близькомагістральний літак VFW-Fokker 614.....	16
1.4 Близькомагістральний літак Short 330.....	18
1.5. Близькомагістральний літак Ан-28.....	20
1.6. Близькомагістральний літак DHC-6-400.....	22
1.7 Висновки.....	24
2. Формування мети та завдань дисертаційного дослідження	25
2.1. Аналіз існуючих засобів моделювання конструкції крила.....	25
2.2 Висновки.....	28
3. Теоретичні основи автоматизованого конструювання крила	29
3.1. Аналіз задач скінченно-елементного моделювання конструкції кесона крила.....	29
3.2. Аналіз структур СЕМ кесона крила, використовуваних на різних стадіях проектування.....	33
3.3. Принципи формування структури СЕМ крила ЛТК на стадії технічного проектування.....	39
3.4. Принципи формування структур кінцево-елементних моделей елементів поздовжнього набору.....	41
3.5 Висновки.....	47
4. Варіантне комп'ютерне моделювання крила регіонального літака	48
4.1. Структура СЕМ шарнірного стику.....	48
4.2. Метод синтезу СЕМ шарнірного стику.....	49

4.3. Схема обміну даними.....	55
4.4 Висновки.....	56
5. Застосування розроблених моделей та запропонованої методики автоматизованого проектування	57
5.1. Структура СЕМ крила з підкосом.....	57
5.2 Умови закріплення і навантаження моделі.....	62
5.3. Аналіз результатів розрахунку напружено-деформованого стану...	64
5.3.1. Аналіз напруг в обшивці ВЧК.....	64
5.3.2. Аналіз напруг в нервюрах.....	66
5.3.3. Аналіз напруг в лонжеронах.....	67
5.3.4. Аналіз напруг в підкосі.....	68
5.3.5. Аналіз напруг в шпангоутах.....	69
5.3.6. Аналіз напруг в обшивці ВЧК.....	71
5.3.7. Аналіз деформацій ВЧК.....	72
5.4 Висновки.....	73
6. Перспективи подальшого розвитку напрацьованих наукових результатів	74
6.1. Аналіз трудомісткості.....	74
6.2. Висновки.....	74
7. Розробка стартап-проекту	75
7.1 Опис ідеї проекту.....	75
7.2 Технологічний аудит проекту.....	75
7.3 Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту.....	76
7.4. Розроблення ринкової стратегії проекту.....	78
7.5 Розробка маркетингової програми стартап-проекту.....	80
7.6 Очікувана ефективність стартап-проекту.....	81
7.7. Висновки по розділу.....	89
8. Висновки	91
Список використаних джерел	92

Додаток	94
---------------	----

Перелік скорочень

МСЕ – метод скінченних елементів;
ВЧК – від'ємна частина кесону крила;
СЕМ – скінченно-елементна модель;
СЕ – скінченний елемент;
НДС – напружено-деформований стан;
ІТ – інформаційна технологія;
МД – метод декомпозиції;
БД – база даних;
СКБД – система керування базою даних;
СТО – складний технічний об'єкт;
ТЗ – технічне завдання;
ТП – технічна пропозиція;
ЕП – ескізний проект;
ТПр – технічний проект;
ЗПТО – зона постійної товщини обшивки;
ЛТК – літак транспортної категорії.

Вступ

Однією з найважливіших завдань, що вирішуються в процесі проектування літаків транспортної категорії, є завдання зниження ваги планера. Дана задача особливо актуальна для регіональних літаків, які обслуговують транспортні лінії малої протяжності. З огляду на те, що для обслуговування таких ліній не потрібні високі крейсерські швидкості польоту, в конструкції регіональних літаків часто застосовується крило з підкосом, що дозволяє істотно знизити величину максимального згинального моменту, викликаного дією підйомної сили, і, як наслідок, зменшити вагу не тільки від'ємної частини кесона (ВЧК), але і крила в цілому [1,2].

Існуючі інтегральні методи розрахунку дозволяють досить точно визначити параметри основних силових елементів крила з підкосом, при відносно невеликих витратах робочого часу. Однак всім їм притаманний один принциповий недолік, пов'язаний з неможливістю визначення навантажень, викликаних взаємними деформаціями силових елементів, які роблять найбільший вплив на розподіл напруг в зоні кріплення ВЧК і підкосу до відсіку фюзеляжу, а також в зоні кріплення підкосу до ВЧК.

Найбільш ефективним методом визначення впливу деформацій на напружено-деформований стан (НДС) конструкції є **метод кінцевого елемента (МКЕ)**, який є універсальним методом розрахунку НДС довільних збірних конструкцій.

У процесі розробки магістерської дисертації були досліджені особливості конструкції різних конструктивних схем крила і запропонований метод синтезу скінченно-елементної моделі (СЕМ) крила з підкосом для регіонального літака транспортної категорії, на основі попередньо згенерованих СЕМ ВЧК, підкосу і центрального відсіку фюзеляжу. Запропонований метод реалізований на базі об'єктно-орієнтованої інформаційної технології (ІТ) управління даними, що дозволяє автоматично генерувати СЕМ шарнірних стиків, що з'єднують ВЧК і

підкіс з відсіком фюзеляжу, а також підкіс з ВЧК. Показано, що запропонований метод дозволяє істотно зменшити трудомісткість генерації СЕМ шарнірних стиків, за рахунок автоматизації процесу отримання вихідних даних, необхідних для визначення їх просторової конфігурації. Дані про переміщення вузлів СЕМ, одержувані в процесі розрахунку НДС крила з підкосом, можуть бути використані при завданні навантажень і граничних умов, необхідних для уточненого розрахунку НДС окремих деталей шарнірних стиків

Актуальність роботи: Однією з найважливіших задач, що вирішуються в процесі проектування літаків транспортної категорії, є задача зниження ваги планера. Особливо актуальна ця задача для регіональних літаків, в конструкції яких часто застосовується крило з підкосом, що дозволяє істотно зменшити вагу не тільки окремії частині кесона, а й крила в цілому. Найбільш ефективним методом аналізу напружено-деформованого стану таких конструкцій є метод скінченних елементів, який застосовується у всіх сучасних САЕ-системах. У той же час, процес побудови, за допомогою зазначених систем, якісних скінченно-елементних моделей крила з підкосом, що забезпечують прийнятну точність розрахунків, має велику тривалість, що істотно знижує якість проектування.

Засоби об'єктно-орієнтованої інформаційної технології, розроблені для прискорення синтезу скінченно-елементної моделі вільнонесучого крила, також не дозволяють вирішити задачу синтезу скінченно-елементної моделі крила з підкосом, тому що для з'єднання його елементів використовуються прості шарнірні стики.

Мета роботи: розробка методу автоматизованого синтезу структур скінченно-елементних моделей простих шарнірних стиків, з метою забезпечення синтезу скінченно-елементної моделі крила з підкосом, шляхом з'єднання локальних скінченно-елементних моделей від'ємної частині кесона крила, центрального відсіку фюзеляжу і підкоса.

Об'єкт дослідження: крило регіонального літака.

Наукова новизна: розроблено новий метод синтезу скінченно-елементних моделей елементів конструкції літака, який значно розширює сферу застосування об'єктно-орієнтованої інформаційної технології при проектуванні конструкції планера літака транспортної категорії.

Практичне значення отриманих результатів: істотне скорочення тривалості синтезу скінченно-елементної моделі літака транспортної категорії з підкосним крилом, що дає можливість підвищити якість проектування, за рахунок використання математичних методів оптимізації.

1. Аналіз сучасного стану конструювання крила регіонального літака

У процесі аналізу особливостей конструкції крила регіонального літака транспортної категорії були досліджені літаки, оптимізовані для авіаліній малої протяжності (200÷500 км), при проектуванні яких не ставиться завдання досягнення високих значень крейсерської аеродинамічної якості. З урахуванням обмеженого обсягу вантажопотоків на зазначених авіалініях, розглядалися прототипи з максимальною вантажопідйомністю 3500 кГ.

1.1. Близькомагістральний літак Ан-148.

Регіональний літак Ан - 148 оптимізований для перевезення 70 пасажирів на авіалініях протяжністю 1500÷2200 км. Крейсерська швидкість польоту 820-870 км/год. Літак виконаний за схемою високоплана з двигунами, розміщеними на пілонах під крилом. Це дозволяє підвищити рівень захищеності двигунів і конструкції крила від пошкоджень сторонніми предметами. Високий рівень експлуатабельності та надійності систем дозволяють використовувати Ан-148 на мережі технічно слабооснащених аеродромів.

Принциповою особливістю створення сімейства Ан-148 є використання максимальної уніфікації і наступності агрегатів і компонентів базового літака: крила, оперення, фюзеляжу, силової установки, пасажирського і літакового обладнання.

Схема крила Ан-148 наведена на рис. 1.1.

Основні геометричні параметри крила наведені в Таблиці 1.1.

Таблиця 1.1.

Розмах (м)	Площа (м ²)	Коренева хорда (м)	Кінцева хорда (м)	Відносна товщина профілю в корені (%)
28,9	87,3	4.2	1.2	14

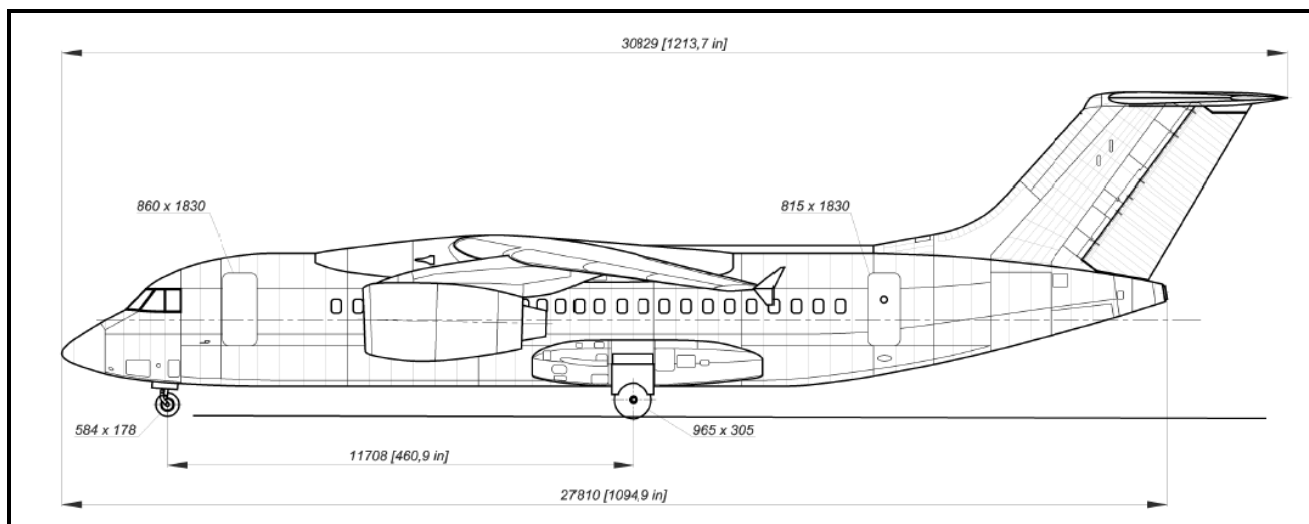


Рис. 1.1. Загальна схема Ан-148.

1.2. Близькомагістральний літак ВАе.146-200.

ВАе.146-200 – комерційний середньорозмірний реактивний літак, що вироблявся British Aerospace (Великобританія) в 1983-2003 рр.

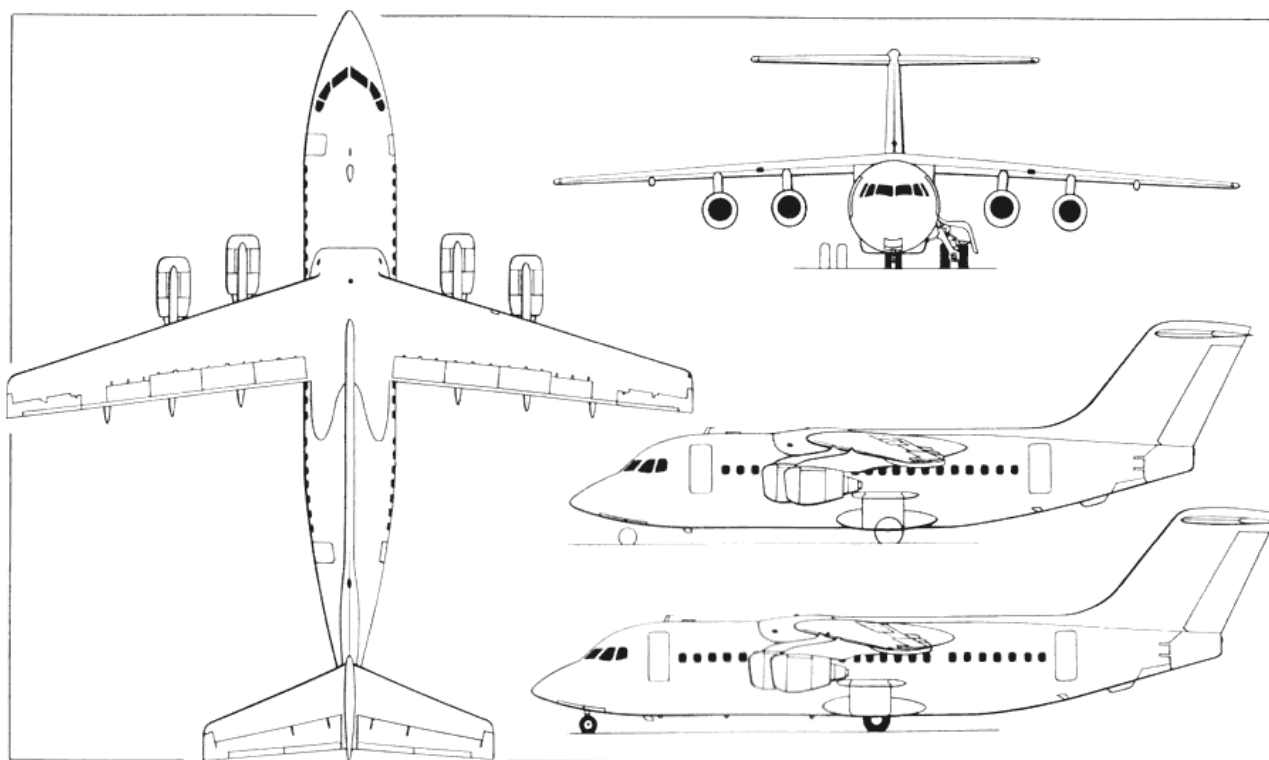
Має схему "високоплан" з Т-подібним хвостовим оперенням, використовує чотири турбовентиляторних реактивних двигуна, розташованих на крилі. Літак володіє коротким зльотом і посадкою, а також низьким рівнем шумів. Орієнтований на використання в маленьких аеропортах в межах міста, основне призначення – робота на регіональних авіалініях.

Максимальна злітна вага літака дорівнює 42200 кГ. Крейсерська швидкість – 750 км/год. Діапазон оптимальної дальності польоту – 500÷1500 км.

Схема ВАе.146-200 наведена на рис. 1.2. Основні геометричні параметри крила наведені в Таблиці 1.2.

Таблиця 1.2.

Розмах (м)	Площа (м ²)	Корнева хорда (м)	Кінцева хорда (м)	Відносна товщина профілю в корені (%)
26.34	77.3	4.1	1.6	15



BAe 146 Series 200, with additional side view (centre) of Series 100 (*Pilot Press*)

Рис. 1.2. Схема літака BAe.146-200.

1.3. Близькомагістральний літак VFW-Fokker 614

VFW-Fokker 614 – близькомагістральний пасажирський літак. Розроблений спільно німецьким консорціумом Vereinigte Flugtechnische Werke (VFW) і підприємством Fokker.

VFW 614 був спеціально розроблений для виконання польотів на лініях малої протяжності з невеликою інтенсивністю авіап перевезень. Літак є низькопланом з силовою установкою, що складається з двох турбореактивних двигунів. Відмінною рисою літака було розташування двигунів на пілонах над крилом. Розташовані над крилом двигуни дозволили отримати малу висоту завантаження в фюзеляж, зручний доступ в фюзеляж з поверхні аеродрому, конструктивно прості цілісні посадочні щитки і оптимальні злітно-посадочні характеристики. Конструкція крила розрахована на здійснення польотів на високих швидкостях і одночасно на досягнення задовільних злітно-посадкових характеристик. Оптимальна комбінація з малої питомої навантаження на крило,

високого коефіцієнта підйомної сили і ефективної механізація крила була отримана на VFW 614 без допомоги додаткових коштів, що дозволяли отримати короткі розбіг при старті і пробіг при приземленні і так само задовільні характеристики при польоті на малих швидкостях. Незважаючи на незвичайне розташування силової установки, горизонтальне оперення кріпиться до фюзеляжу як зазвичай.

Максимальна злітна вага літака дорівнює 20000 кг. Крейсерська швидкість – 722 км/год. Діапазон оптимальної дальності польоту – 500÷1500 км.

Загальний вигляд VFW 614 наведено на рис. 1.3. Основні геометричні параметри крила наведені в Таблиці 1.3.

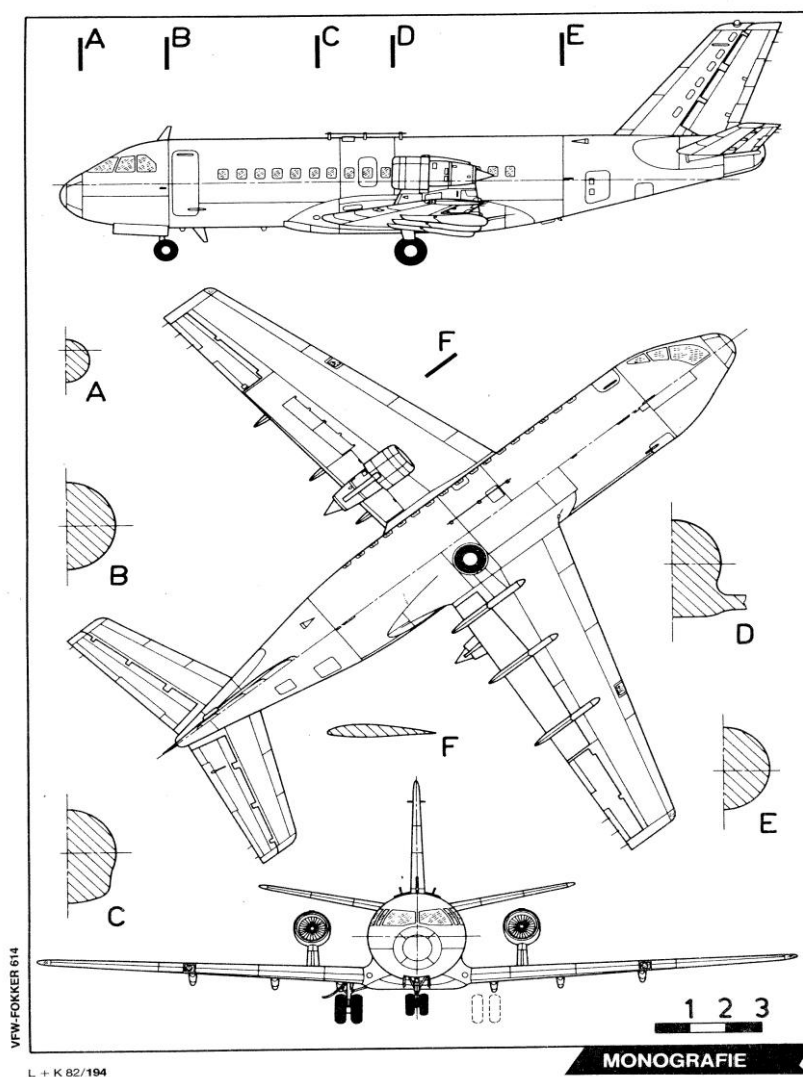


Рис. 1.3. Загальний вигляд VFW 614.

Таблиця 1.3.

Розмах (м)	Площа (м ²)	Корнева хорда (м)	Кінцева хорда (м)	Відносна товщина профілю в корені (%)
21.5	64.0	4.1	1.6	14.5

На підставі аналізу характеристик досліджених прототипів регіональних транспортних літаків з вільнонесучим крилом, можна зробити наступні висновки:

- всі розглянуті прототипи оптимізовані для крейсерських швидкостей в діапазоні 700÷850 км/год і, отже, не можуть ефективно експлуатуватися на авіалініях протяжністю менше 500 км, характерних для більшості регіонів (областей);
- оптимальна вантажопідйомність розглянутих прототипів істотно вище 3500 кг, що також істотно знижує їх економічні показники на внутрішньорегіональних (внутрішньообласних) авіалініях, що обумовлено неприпустимо великою злітною вагою.

Таким чином, літаки з вільнонесучим крилом не можуть вважатися оптимальними для внутрішньорегіональних авіаліній з малими вантажо - і пасажиропотоками. Тому надалі розглядатимуться прототипи літака з підкісним крилом.

1.4. Близькомагістральний літак Short 330.

Shorts 330-близькомагістральний пасажирський літак для місцевих авіаліній, розроблений англійською фірмою Short. Розробка літака (спочатку позначався SD3-30) почалася в 1972 р. За основу конструкції фірма Short взяла планер легкого багатоцільового 20-місного літака Skyvan SC.7: фюзеляж прямокутного перетину, високорозташоване пряме крило з підкосами і двокілеве вертикальне оперення. Так як новий літак призначався для

перевезення 30 пасажирів, то фірма просто пропорційно збільшила розміри попередньої моделі. Зокрема, фюзеляж був подовжений на 3,78 м, збільшений розмах крила, встановлені більш потужні ТВД. Так як літак повинен був експлуатуватися на коротких маршрутах (450-550 км) або здійснювати проміжні посадки через 200-250 км, то фірма Short вирішила не робити фюзеляж герметичним, вважаючи, що при польоті на такі відстані літаку не буде потрібно висока стеля.

Загальна схема Shorts 330 наведена на рис. 1.4. Конструктивно-силова схема крила наведена на рис. 1.5. Основні геометричні параметри крила наведені в таблиці 1.4.

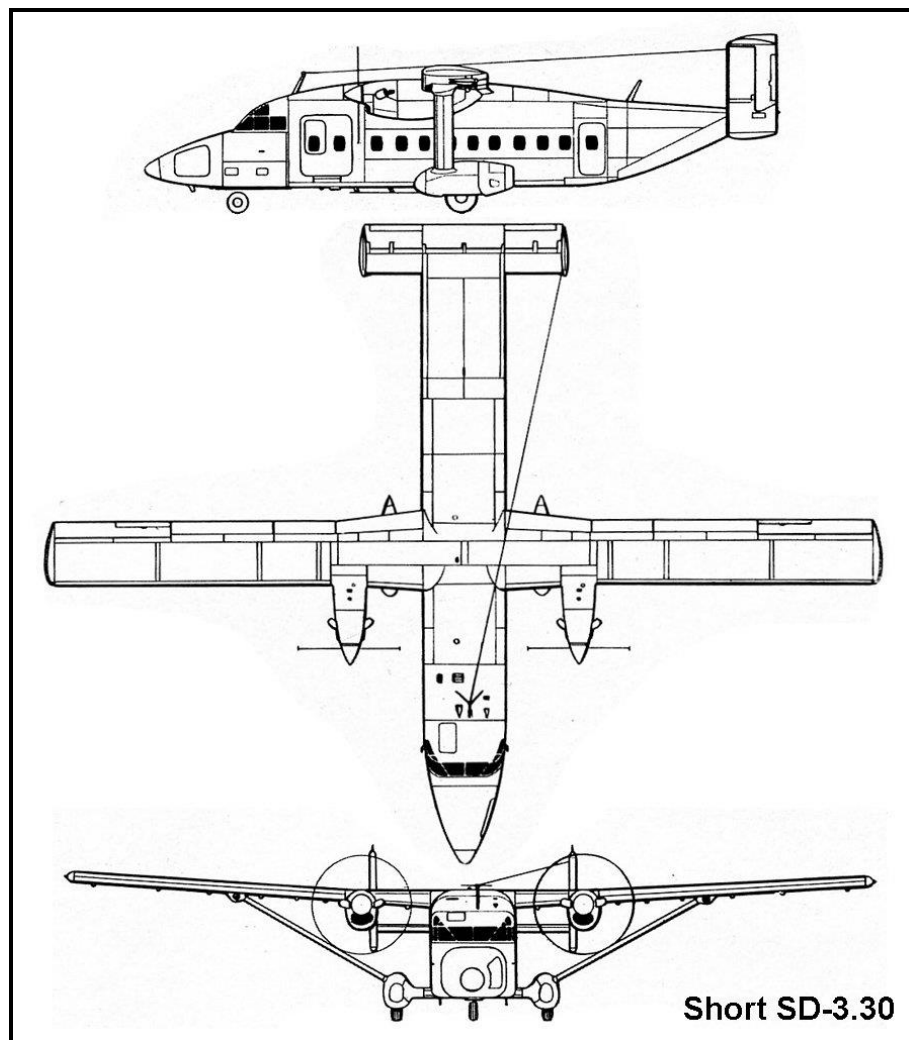


Рис. 1.4. Загальна схема літака Shorts 330.

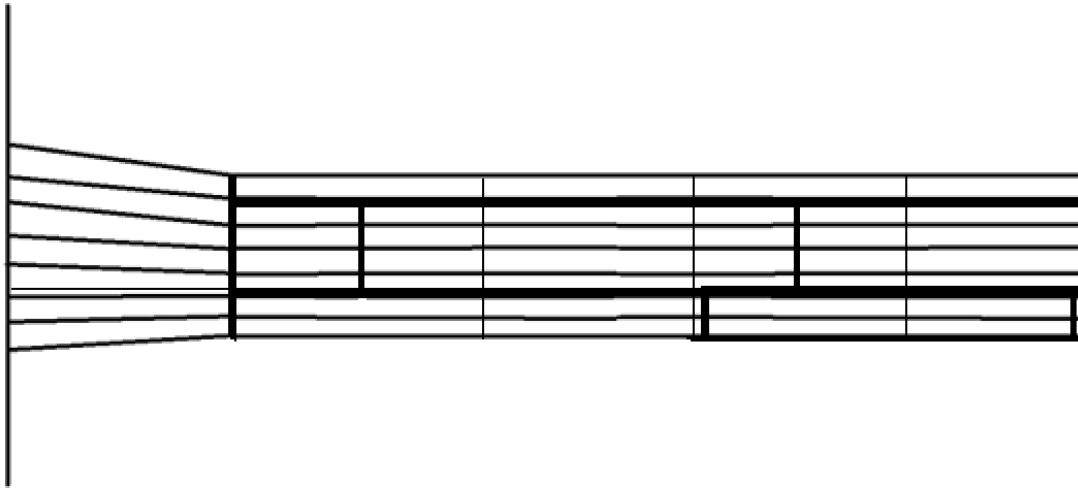


Рис. 1.5. Конструктивно-силова схема крила Shorts 330.

Таблиця 1.4.

Розмах (м)	Площа (м ²)	Коренева/кінцев а хорда (м)	Злітна вага (кГ)	Крейсерська швидкість (км/час)
22,76	42,1	2,5/1,7	10380	350

1.5. Близькомагістральний літак Ан-28.

Літак АН-28 являє собою подальший розвиток легкого багатоцільового літака АН-14, розробленого ОКБ О.К. Антонова в 1958 році. При збереженні схеми підкісного дводвигунного моноплану, новий літак відрізняється від свого попередника, перш за все, більш довгим фюзеляжем, силовою установкою і газотурбінними двигунами замість поршневих, крилом і рознесеним двокілевим хвостовим оперенням нової конструкції. Літак призначений для повітряних перевезень на короткі відстані особового складу або вантажів загальною масою до 1750 кг.

Літак має суцільнометалеву конструкцію, фюзеляж - типу напівмонокок. У передній частині фюзеляжу знаходиться двомісна кабіна екіпажу, доступ в яку забезпечується через двері, що знаходяться зліва по борту. Доступ в розташовану за кабіною екіпажу вантажну кабіну можливий через двостулкові двері, що відкриваються назовні і розміщену в заданій частині фюзеляжу. У

вантажній кабіні вантажопасажирського варіанту літака змонтовані відкидні сидіння, на яких можуть розміститися 15-18 осіб. Кабіна легко переобладнується в вантажну, в ній можуть бути встановлені носилки з пораненими або змонтована спеціальна апаратура.

Особливістю літака є двухлонжеронное крило великого розмаху, яке розміщене у верхній частині фюзеляжу і укріплене профільованими підкосами. Воно обладнане автоматичними і керованими закрилками і елеронами. Крило такої конструкції забезпечує літаку круту траєкторію зльоту і посадки, стійке планування на малих швидкостях і великих кутах атаки.

Загальна схема Ан-28 наведена на рис. 1.6. Конструктивно-силова схема крила наведена на рис. 1.7. Основні геометричні параметри крила наведені в Таблиці 1.5.

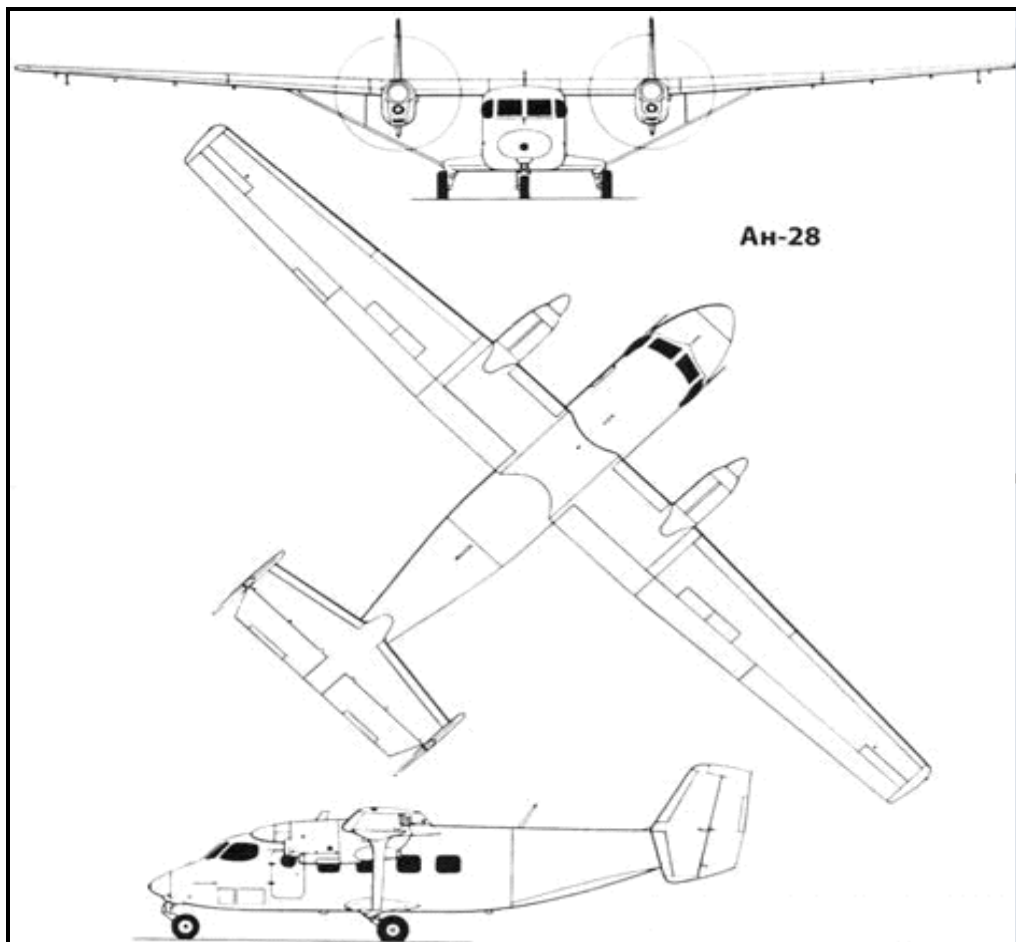


Рис. 1.6. Загальна схема літака Ан-28

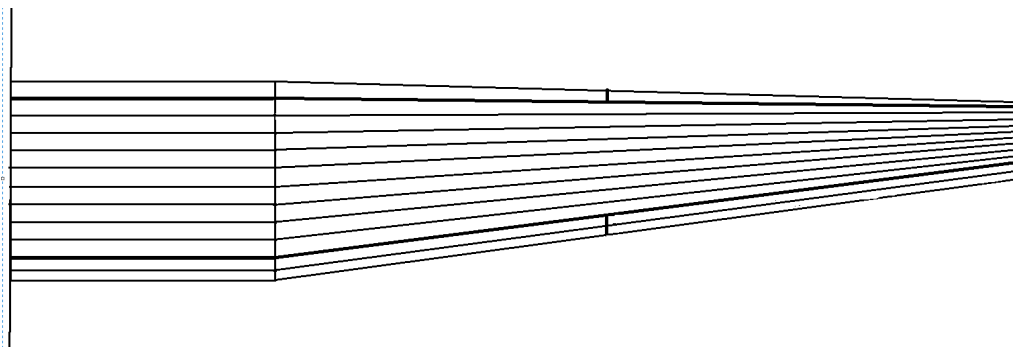


Рис. 1.7. Конструктивно-силова схема крила Ан-28

Таблиця 1.5.

Розмах (м)	Площа (м ²)	Коренева/кінцева хорда (м)	Злітна вага (кГ)	Крейсерська швидкість (км/час)
22	39,7	2,4/0,95	6500	335

1.6. Близькомагістральний літак DHC-6-400.

DHC-6-400 — двадцятимісний турбогвинтовий пасажирський літак зі скороченими злітно-посадковими характеристиками, розроблений канадським підрозділом компанії de Havilland. Придатний для експлуатації з непідготовлених ґрунтових майданчиків, широко використовується на повітряних лініях малої протяжності, на аеродромах з короткими ЗПС, в експедиційних умовах.

Загальна схема DHC-6-400 наведена на рис. 1.8. Конструктивно-силова схема крила наведена на рис. 1.9. Основні геометричні параметри крила наведені в таблиці 1.6.

Таблиця 1.6.

Розмах (м)	Площа (м ²)	Коренева/кінцева хорда (м)	Злітна вага (кГ)	Крейсерська швидкість (км/час)
19,81	39	2/2	5670	338

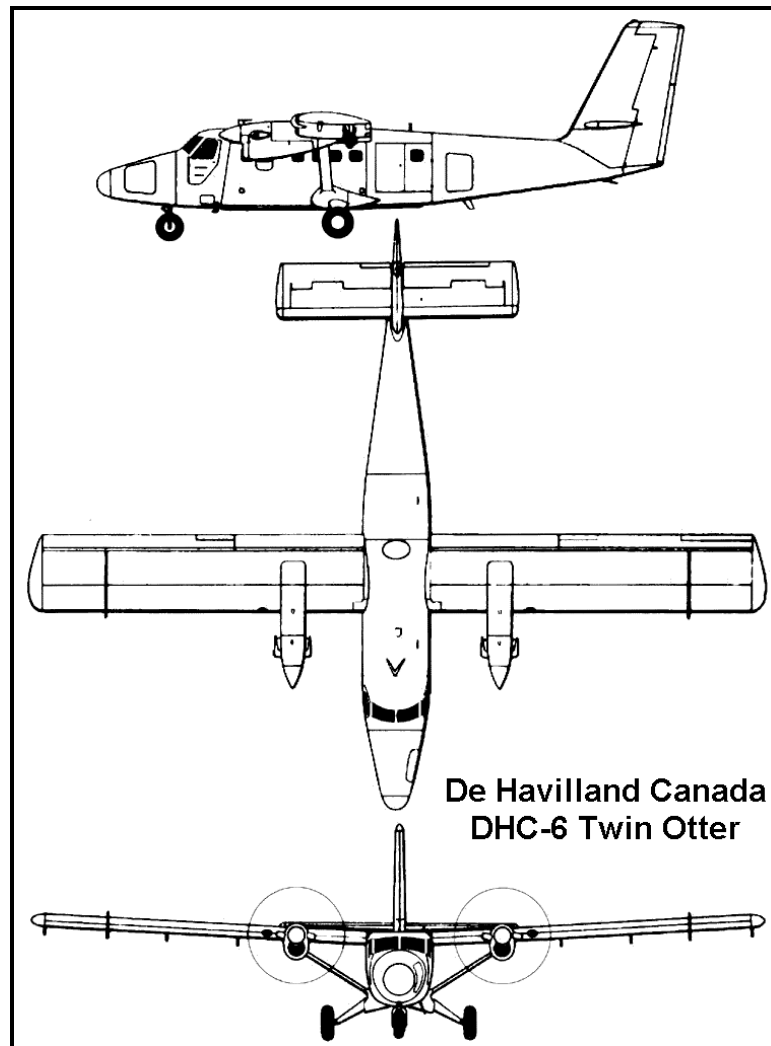


Рис. 1.8. Загальна схема літака DHC-6-400

Рис. 1.9. Конструктивно-силова схема крила DHC-6-400.

На рис. 1.10 наведено порівняльні діаграми відносних параметрів крил досліджених типів літаків.

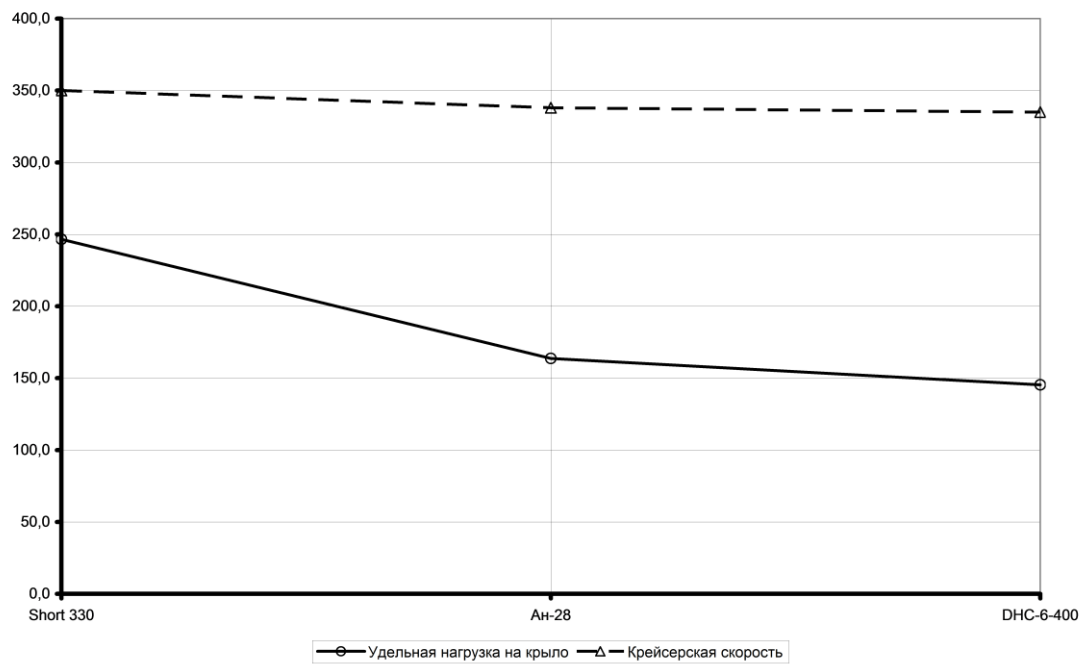


Рис. 1.10. Відносні параметри крил близькомагістральних літаків

1.7 Висновки

На підставі аналізу параметрів прототипів можна зробити наступні висновки:

- всі досліджені прототипи відповідають вимогам, що пред'являються до внутрішньорегіональних транспортних літаків;
- середнє навантаження на крило становить 185 кГ / м²;
- середнє подовження крила-12,3;
- Середня крейсерська швидкість - 341 км/год.

Прототипом, чії характеристики найбільш наближені до оптимальних, слід вважати близькомагістральний літак Short 330.

2. Формування мети та завдань дисертаційного дослідження

2.1. Аналіз існуючих засобів моделювання конструкції крила

Одним з найважливіших завдань, що вирішуються в процесі проектування літаків транспортної категорії, є завдання зниження ваги планера. Дана задача особливо актуальна для внутрішньорегіональних літаків, які обслуговують транспортні лінії малої протяжності. З огляду на те, що для обслуговування таких ліній не потрібні високі крейсерські швидкості польоту, в конструкції регіональних літаків часто застосовується крило з підкосом, що дозволяє істотно знизити величину максимального згинального моменту, викликаного дією підйомної сили, і, як наслідок, зменшити вагу не тільки від'ємної частини кесона (ВЧК), але і крила в цілому [1,2].

Існуючі інтегральні методи розрахунку дозволяють досить точно визначити параметри основних силових елементів крила з підкосом, при відносно невеликих витратах робочого часу. Однак всім їм притаманний один принциповий недолік, пов'язаний з неможливістю визначення навантажень, викликаних взаємними деформаціями силових елементів, які роблять найбільший вплив на розподіл напруг в зоні кріплення ВЧК і підкосу до відсіку фюзеляжу, а також в зоні кріплення підкосу до ВЧК.

Найбільш ефективним методом визначення впливу деформацій на напружено-деформований стан (НДС) конструкції є **метод кінцевого елемента (МКЕ)**, який є універсальним методом розрахунку НДС довільних збірних конструкцій. Однак, використання такого методу пов'язано з великими трудовитратами на підготовку розрахункової моделі.

Для вирішення цієї проблеми було запропоновано використовувати метод декомпозиції (МД), відповідно до якого загальна СЕМ крила формувалася шляхом об'єднання незалежно синтезованих СЕМ агрегатів планера. Зокрема, даний метод був використаний при формуванні СЕМ вільнонесучого крила літака Ан-148. Для об'єднання декількох локальних СЕМ в єдину модель

потрібно, щоб в їх структурах були присутні вузли, що мають однакові номери в рамках об'єднаної СЕМ. Для об'єднання СЕМ, чії структури формувалися незалежно, без взаємного обміну даними, використовуються спеціальні "об'єднуючі" СЕМ [3]. При синтезі СЕМ крила з підкосом в якості об'єднуючих СЕМ використовуються моделі шарнірних стиків. У разі автоматизованого синтезу СЕМ шарнірних стиків, необхідний безпосередній обмін даними між моделями стиків і моделями елементів планера літака, які вони об'єднують. Для його реалізації потрібно використовувати засоби ІТ, що включають повноцінні функції управління даними, які забезпечуються тільки системами управління базами даних (СУБД).

До складу сучасних САЕ-систем, що використовують МКЕ, наприклад, MSC.Nastran і ANSYS, не входять СУБД [5,6], що не дозволяє забезпечити безпосередній обмін даними об'єднуючих СЕМ з СЕМ об'єднуючих конструкцій, змушуючи розробників моделей обмінюватися даними через файли або паперові носії, тобто "вручну". Все це призводить до істотного уповільнення процесу обміну даними, а також до збільшення кількості помилок в даних [7].

Конструкція вільнонесучого крила включає в себе спеціальний відсік кесона – центроплан, який замикає на собі згинальні моменти, що діють з боку правої і лівої ВЧК. Як правило, центроплан виконується у вигляді окремого відсіку, який з'єднується з ВЧК за допомогою моментних фланцевих стиків. У разі використання високопланної схеми, передача підйомної сили з крила на фюзеляж здійснюється за допомогою чотирьох стиків, що представляють собою вертикальні балки ("стояки"), що з'єднують передній і задній лонжерони центроплана з посиленими шпангоутами центрального відсіку фюзеляжу. Передача поздовжніх навантажень з крила на фюзеляж здійснюється за допомогою двох поздовжніх стиків ("силових залізів"), що з'єднують кореневі нервюри крила з посиленими панелями обшивки центрального відсіку фюзеляжу. Методи автоматизованого синтезу СЕМ фланцевих стиків ВЧК з

центропланом, а також "стояків" і "силових залізів" наведені в [8,9]. Схема обміну даними між СЕМ стиків і СЕМ агрегатів планера, які вони об'єднують, наведена на рис. 2.1:

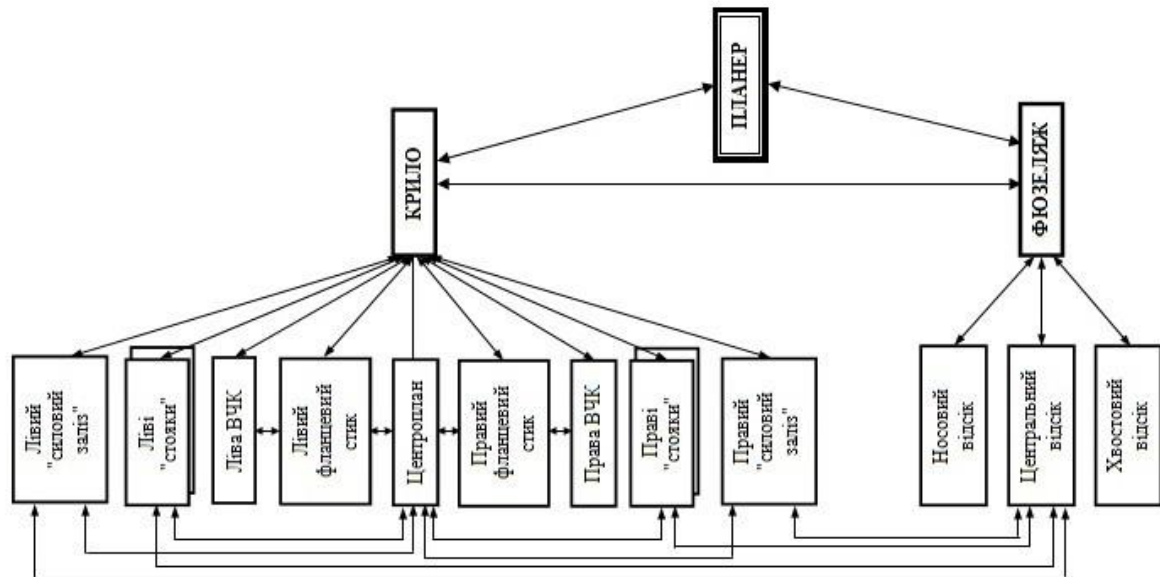


Рис. 2.1. Схема обміну даними при формуванні СЕМ стиків вільнонесучого крила

На відміну від вільнонесучого крила, в конструкції крила з підкосом відсутні моментні стики (рис.2.2).

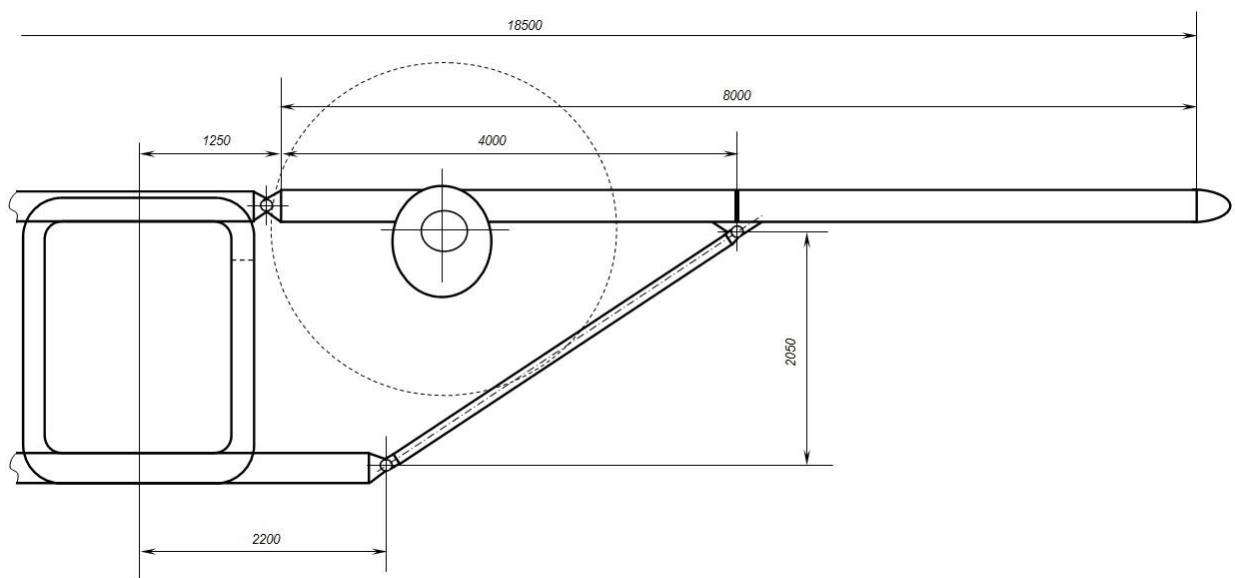


Рис. 2.2. Схема стикування елементів крила з підкосом

Всі конструктивні елементи крила з підкосом з'єднуються з центральним відсіком фюзеляжу і між собою за допомогою шарнірних стиків [1,2]. Конструкція таких стиків істотно відрізняється від конструкції моментних стиків, що застосовуються у вільнонесучому крилі. Відповідно, методи автоматизованого синтезу СЕМ шарнірних стиків також істотно відрізняються від методів синтезу СЕМ моментних стиків. Також відрізняється номенклатура вихідних даних і схема обміну даними в процесі синтезу моделей. Отже, засоби ІТ, розроблені для вільнонесучого крила ([8,9]), не дозволяють вирішити задачу синтезу СЕМ крила з підкосом на основі локальних СЕМ ВЧК, центрального відсіку фюзеляжу і підкосу.

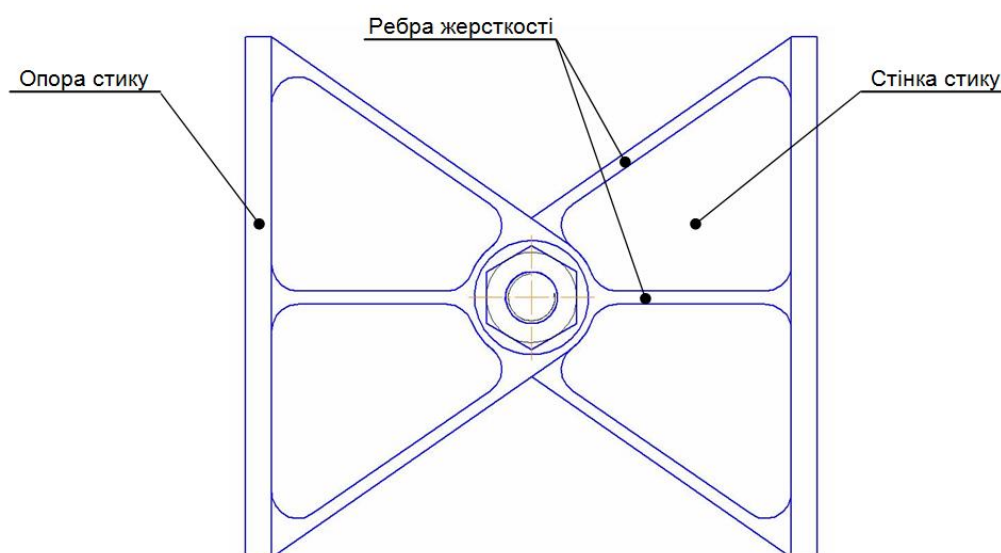


Рис. 2.3. Простий шарнірний стик

2.2. Висновки

Завданням досліджень є розробка методу автоматизованого синтезу структур СЕМ простих шарнірних стиків (рис.2.3), з метою забезпечення синтезу СЕМ крила з підкосом на основі локальних СЕМ ВЧК, центрального відсіку фюзеляжу і підкоса, синтезованих відповідно до технології автоматизованого моделювання елементів конструкції планера літака.

3. Теоретичні основи автоматизованого конструювання крила

Формування СЕМ всякого складного технічного об'єкта (СТО) і, зокрема, кесона крила являє собою нетривіальне завдання, оскільки для побудови таких моделей потрібно обробити і узгодити між собою великі масиви даних. Зокрема, для вирішення таких завдань потрібно не тільки проаналізувати велику кількість даних, але і велику кількість зв'язків між ними.

Інтерактивна технологія опису СЕ, хоча і забезпечує формування СЕМ, якісно описують пружні властивості конструкцій СТО, не забезпечує прийнятної оперативності розрахунків міцності, так як потрібна велика кількість часу для опису моделі. Крім того, існує велика ймовірність введення помилкових даних [1], для виправлення яких потрібен значний час.

Подібні проблеми виникають і в процесі моделювання конструкцій в САД-системах. Для їх вирішення використовується МД, заснований на поділі загальної задачі моделювання на більш прості підзадачі і автоматичному синтезі 3D-моделей збірок з 3D-моделей деталей. Однак, у випадку звичайно-елементного моделювання, використання МД має ряд особливостей, обумовлених технологією формування і принципами взаємодії СЕМ.

Справа в тому, що синтез 3D-моделей збірок не пов'язаний з коригуванням внутрішніх даних 3D-моделей деталей, а тому для його реалізації може бути розроблений універсальний метод, що не залежить від особливостей моделей, що з'єднуються. Об'єднання СЕМ, навпаки, можливо тільки при узгодженні їх геометрії і структури, а тому метод його реалізації істотно залежить від особливостей структури конкретних СЕМ.

3.1. Аналіз задач скінченно-елементного моделювання конструкції кесона крила

Як і будь-який промисловий процес, процес проектування має певну послідовність, яка може бути представлена у вигляді структури, кожен елемент якої відповідає певній стадії проектування [2÷5]. Зокрема, в СРСР

був розроблений і затверджений державний стандарт (ГОСТ 2.103), що регламентує кількість і найменування стадій проектування [6], який встановлює стадії розробки конструкторської документації виробів всіх галузей промисловості і етапи виконання робіт. Ця документація необхідна для звіту перед замовником про виконану роботу, можливості перевірки або повторення розробок іншими виконавцями, підготовки виробництва та обслуговування виробу в період експлуатації. Основні стадії (етапи) проектування представлені на рис.3.1.

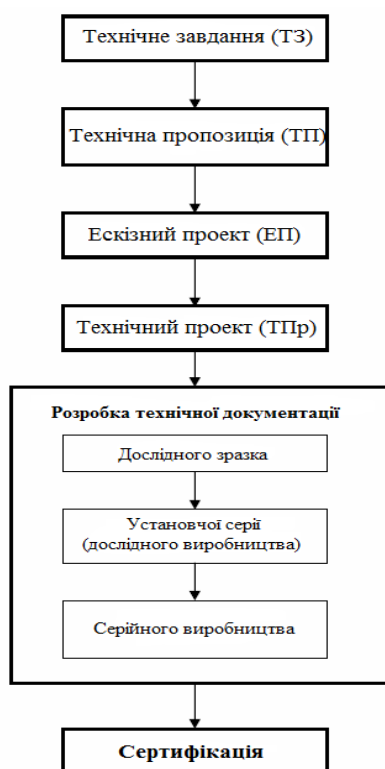


Рис. 3.1. Стадії проектування технічного об'єкта.

На перших трьох стадіях (ТЗ, ТП, ЕП) визначаються найбільш загальні параметри ТО. Критеріями для їх вироблення є економічна ефективність, функціональна придатність і можливість реалізації заданих параметрів ТО, з урахуванням досягнутого науково-технічного рівня проектування і виробництва.

На стадії ТПр визначається оптимальна структура СТО і параметри її елементів. Моделі, використовувані на цій стадії, повинні описувати всі

параметри конструкції, від яких залежить функціональна придатність СТО. Вибір оптимальних параметрів конструкції здійснюється з урахуванням критеріїв оптимальності [10,11], що виробляються на перших трьох стадіях проектування.

Наприклад, одним з основних критеріїв оптимальності в задачі ТП кесона крила літака є вага конструкції G_0 , який задається на етапі "зовнішнього" проектування [10] і визначає економічну ефективність проекту. Поточний вага конструкції визначається як $G = \sum_{i=1}^N G_i$, де N – кількість її елементів, а G_i – вага **i-го елемента**. Тому оптимальна вага $G = G_0 \pm \Delta G$, де ΔG – гранично допустиме відхилення, може бути отриманий двома шляхами:

- зменшенням ваги елементів G_i ;
- зменшенням кількості елементів N , тобто оптимізацією структури.

Параметри елементів визначаються зовнішніми навантаженнями, а також кількістю і характером зв'язків між ними. Завдання проектування крила з $G = G_0 \pm \Delta G$ полягає в оптимальному розподілі ваги між силовими елементами, в залежності від величини і характеру навантаження. При цьому величини напруг, отримані в результаті розрахунку НДС, не повинні бути більше максимально допустимих значень, оскільки від цього залежить функціональна придатність кесона. Тому при вирішенні цього завдання необхідно враховувати такі критерії, як величини максимально допустимих напруг $A_0(\sigma, \tau)$, які визначаються характеристиками матеріалу і особливостями навантаження [11,12].

Ще одним важливим завданням, яка може вирішуватися за допомогою СЕМ, є оптимізація компонування силових елементів конструкції. Оптимальне компонування елементів конструкції означає таке їх взаємне розташування, яке виключає необхідність внесення змін в конструкцію на стадії розробки робочої документації. Прикладом неоптимальної компоновки може служити перетин

силових елементів, показане на рис.3.2. Такі ситуації нерідко виявляються на стадії розробки робочої документації і призводять до необхідності внесення змін у вже налагоджену конструкцію, шляхом переміщення елементів або шляхом включення в конструкцію спеціального елемента, що забезпечує їх перестиковку. Обидва варіанти вирішення проблеми пов'язані зі зміною великої кількості конструкторських документів. Крім того, зміна конструкції неминуче призводить до перерозподілу напруг, що може бути причиною появи втомних тріщин.

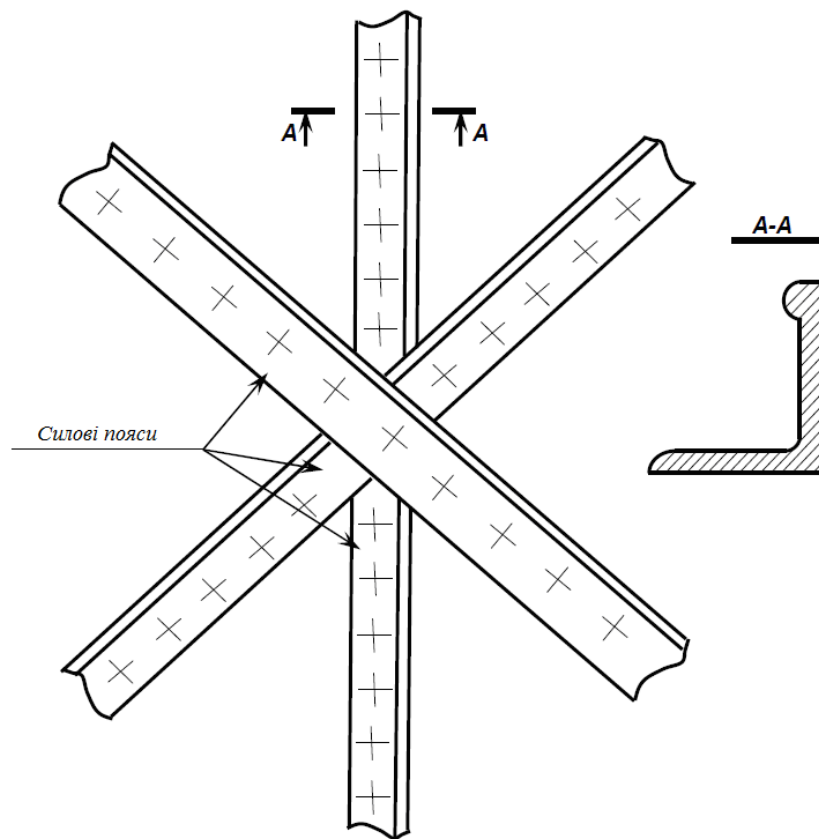


Рис. 3.2. Перетин силових поясів при неправильному компонуванні силового набору.

Також відомі випадки, коли деформації конструкції приводили до непередбаченого зіткнення її елементів, наприклад, кронштейнів, результатом чого було їх руйнування.

Нарешті, дані з СЕМ кесона крила можуть бути використані при виконанні інших проектувальних розрахунків, оскільки містить інформацію про

геометрію кесона, про кількість, розміри, масу і координати центрів ваги деталей конструкції, а також значення деформацій елементів під навантаженням.

Таким чином, СЕМ кесона повинна забезпечувати вирішення наступних завдань (з урахуванням цілей і завдань ТП):

1. Визначення оптимальної силової структури кесона (з точки зору функціональної придатності та відповідності критеріям оптимальності).
2. Визначення оптимальних параметрів міцності елементів силової структури кесона.
3. Визначення оптимального компонування елементів силової структури кесона (виключає взаємне накладення і зіткнення елементів в результаті розрахункових деформацій конструкції).
4. Можливість прямого зчитування з СЕМ даних, які можуть бути використані для виконання інших проектувальних розрахунків.

3.2. Аналіз структур СЕМ кесона крила, використовуваних на різних стадіях проектування.

Як правило, кесон крила ділиться на три відсіки (рис. 3.3): центроплан і праву і ліву ВЧК. Але іноді кількість відсіків може бути іншою.

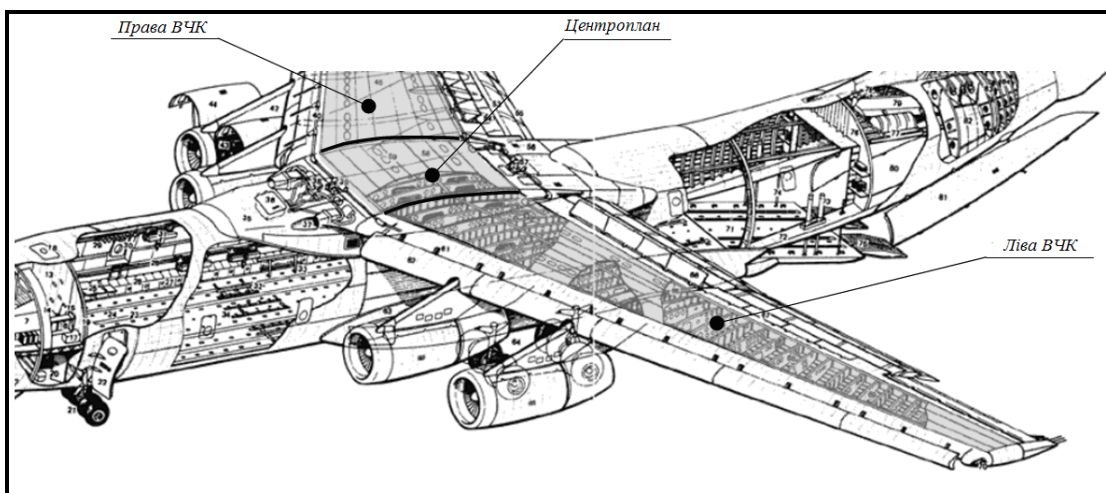


Рис. 3.3. Розподіл кесона крила на відсіки.

У загальному випадку до складу відсіку кесона включаються наступні силові елементи (рис. 3.4):

- регулярні нервюри, що задають контур від переднього до заднього лонжерона;
- передній і задній лонжерони, що з'єднують торцеві перетини відсіку кесона;
- панелі обшивки;
- стрингери.

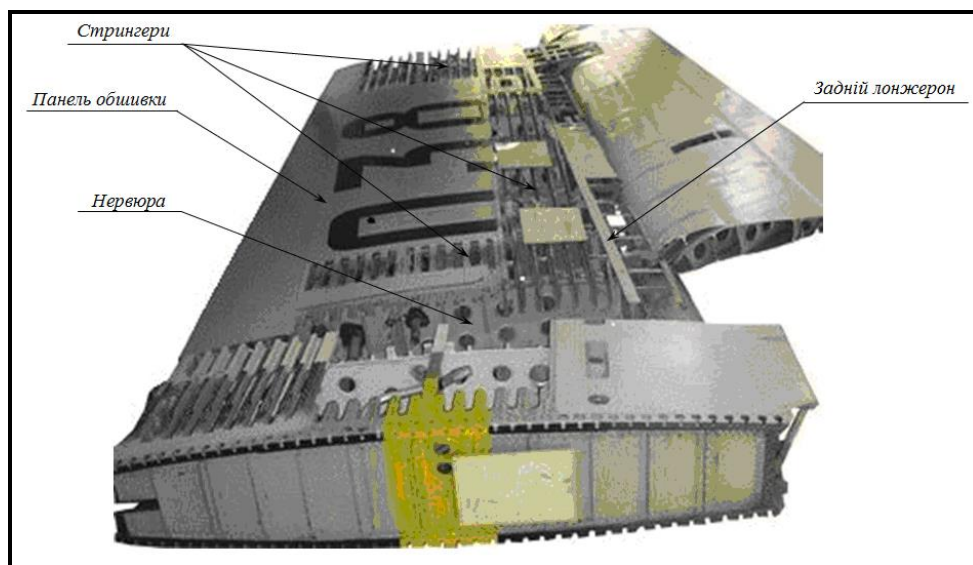


Рис. 3.4. Типова конструкція відсіку кесона крила.

Структура СЕМ і властивості її елементів визначаються її призначенням. Якщо метою розрахунку, що виконується за МСЕ, є дослідження НДС силового набору кесона крила, СЕМ повинна моделювати ті елементи конструкції і ті властивості елементів, які впливають на розподіл напруг і деформацій в досліджуваній конструкції.

В даний час найбільш широко застосовується метод синтезу структур СЕМ, заснований на автоматичній розбивці областей, описаних у вигляді ГМ. При цьому можуть використовуватися об'ємні (як правило, тетраедальні), плоскі і стрижневі СЕ (рис. 3.5).

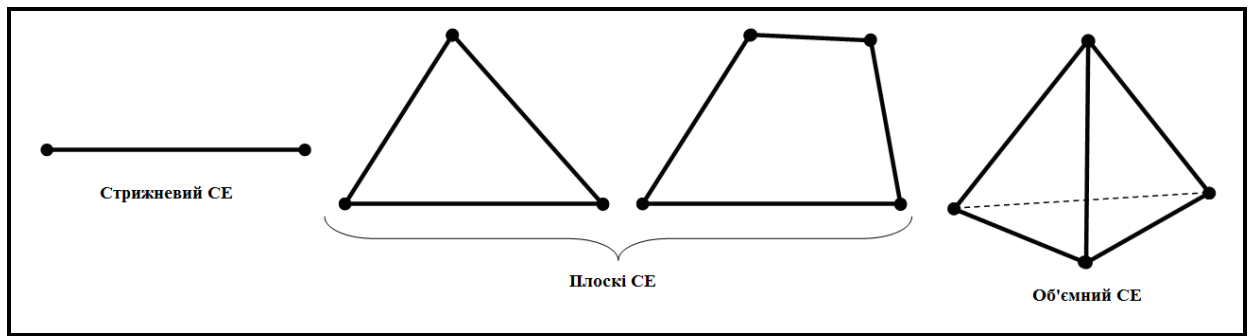


Рис. 3.5. Типи СЕ, використовувані при моделюванні конструкцій.

Кількість і розташування вузлів задаються автоматично, з урахуванням фактичної форми геометричних моделей (рис.3.6.).

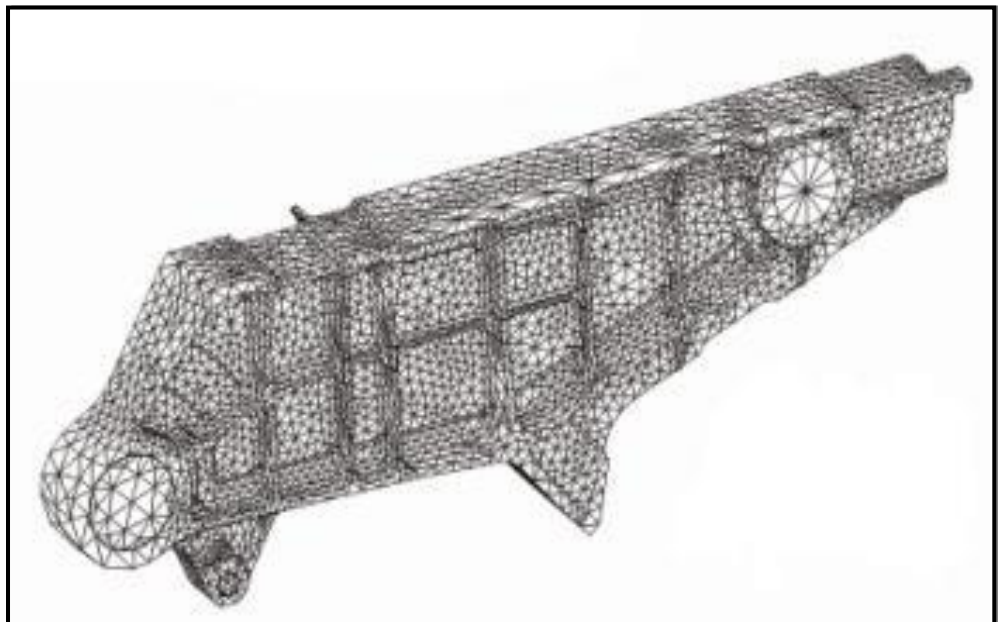


Рис. 3.6. Об'ємна СЕМ балки

При моделюванні конструкції кесона крила ЛТК, як правило, вводяться певні допущення, що дозволяють спростити структуру СЕМ, і, відповідно скоротити час, необхідний для синтезу моделі. Наприклад, відповідно до методу, запропонованого в роботі [7], пропонується розбивати конструкцію кесона крила на окремі частини, для кожної з яких будується окрема СЕМ, що складається з стрижневих і плоских СЕ (рис. 3.7):

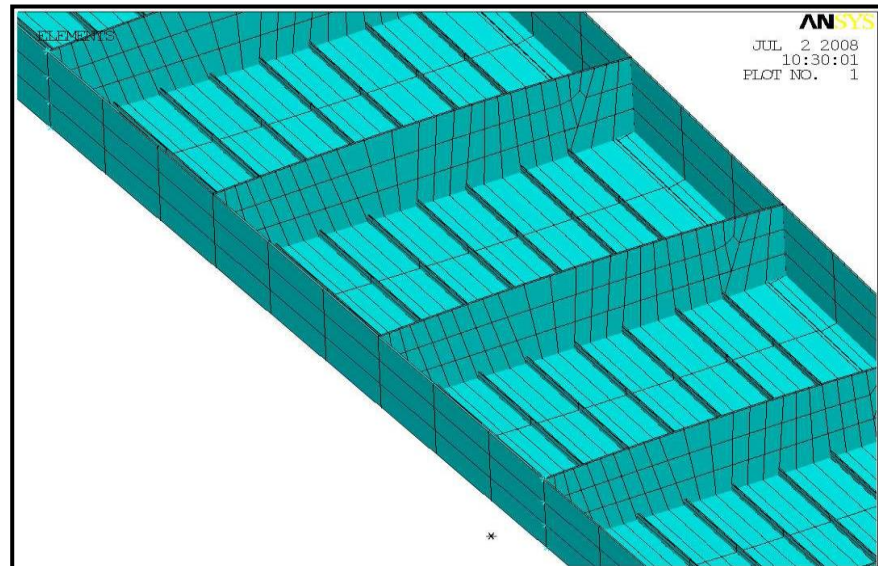


Рис. 3.7. СЕМ відсіку кесона [7].

Також пропонується вважати, що, в межах виділеної ділянки крила, плоскі елементи поздовжнього набору мають постійну товщину. Вважаються постійними площі перетинів поясів лонжеронів і стрінгерів. Нервюри вважаються монолітними, безпосередньо з'єднаними з обшивкою і не мають отворів (рис. 3.8).

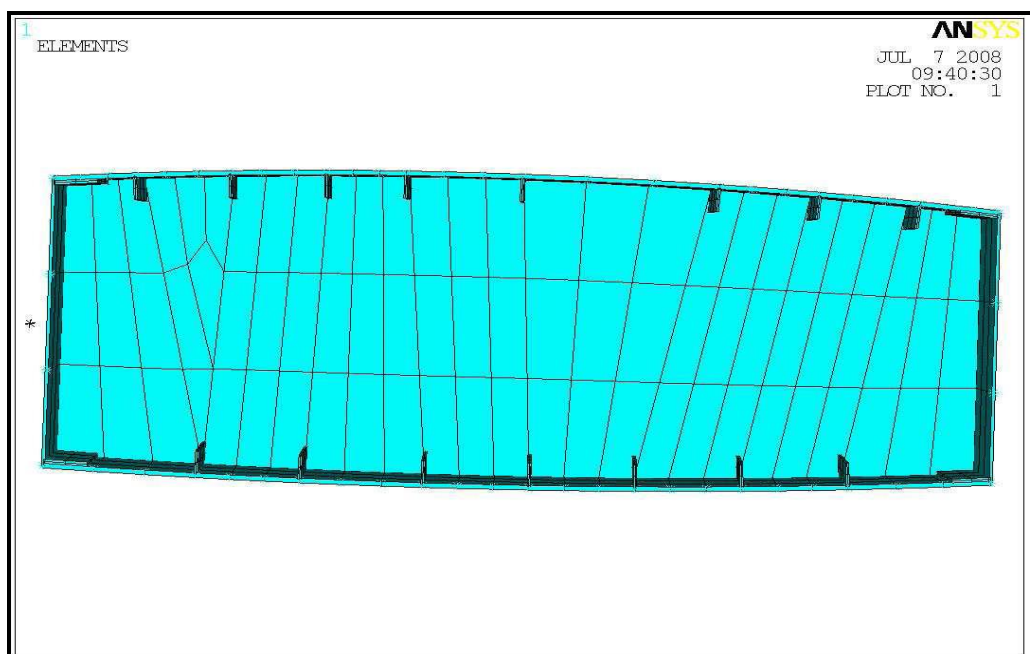


Рис. 3.8. СЕМ монолітної нервюри [7].

У структурі таких моделей відсутні додаткові нервюри, а всі стрингери є регулярними, тобто доходять до кінцевого перетину відсіку. Крім того, в структуру моделі не включаються такі великі нерегулярні зони, як, наприклад, люкова панель.

Описаний метод синтезу СЕМ має наступні переваги:

- можливість, за рахунок використання в структурі кем стрижневих і плоских СЕ, змінювати пружні властивості елементів моделі без зміни координат вузлів;
- можливість оперативно відстежувати зміни геометрії крила;
- можливість легко змінювати положення основних силових елементів поздовжнього і поперечного набору кесона (лонжеронів і нервюр).

Його найбільш зручно використовувати на початкових стадіях проектування, коли проводиться оптимізація параметрів міцності регулярних зон конструкції. У той же час, зазначені вище допущення не дозволяють враховувати вплив на характер НДС наступних елементів конструкції:

- додаткових нервюр;
- нерегулярних (випадаючих) стрингерів і додаткових лонжеронів;
- люкових панелей, відсіків шасі і т. п.;
- поздовжніх і поперечних стиків.

Нарешті, накладення граничних умов безпосередньо на вузли СЕМ кесона призводить до значних помилок при розрахунку НДС в зонах моделі, що містять вузли, на які накладені обмеження [8].

Тому на більш пізніх стадіях проектування кількість припущень намагаються, наскільки це можливо, зменшити [9]. Зокрема, намагаються більш детально моделювати конструкцію, включаючи в СЕМ елементи, що моделюють випадаючі стрингери (рис. 3.9).

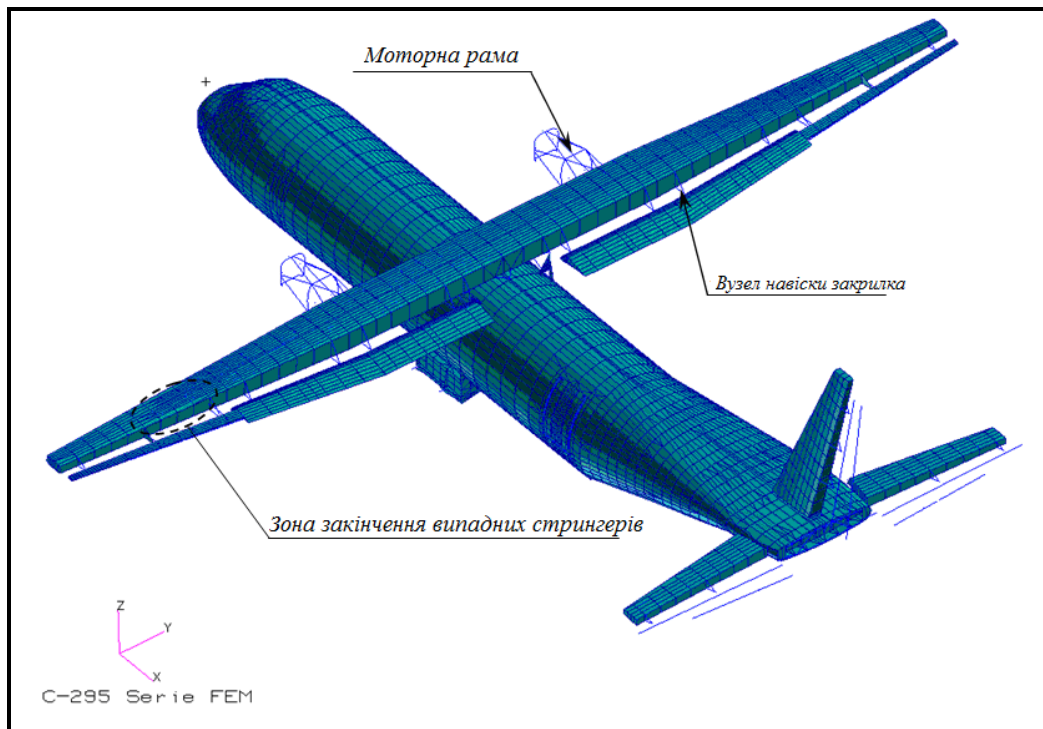


Рис. 3.9. Приклад СЕМ планера вантажного літака [9].

До складу СЕМ кесона крила також включаються СЕМ елементів навішування двигунів і умовні моделі поперечних стиків, що дозволяє враховувати їх вплив при аналізі НДС кореневої зони кесона. Крім того, для більш коректного завдання аеродинамічних навантажень, до складу розрахункової моделі включаються СЕМ закрилків, з'єднані з основною моделлю за допомогою умовних моделей кронштейнів, що дозволяють враховувати пружні властивості механізмів навішування механізації (рис. 3.9).

Для вирішення проблеми впливу граничних умов в структуру СЕМ, призначеної для аналізу НДС кесона крила, включається СЕМ фрагмента центрального відсіку фюзеляжу. При цьому область накладення граничних умов обмежується тільки моделлю відсіку фюзеляжу. В результаті, спотворення, викликані обмеженням переміщень вузлів, локалізуються в СЕМ фюзеляжу і гарантовано не поширюються на СЕМ кесона крила. Аналіз НДС фюзеляжу при цьому не проводиться.

3.3. Принципи формування структури СЕМ крила ЛТК на стадії технічного проектування

Одним з найважливіших завдань, що вирішуються на стадії ТП, є оптимізація статичної міцності кесона крила, в процесі якої можуть змінюватися пружні властивості деталей, їх номенклатура, взаємне розташування і характер зв'язків. Відповідно, в структурі СЕМ повинні бути представлені всі деталі конструкції, чий властивості можуть змінюватися в процесі оптимізації.

Умовно, конструкцію планера ЛТК можна розділити на регулярні зони і зони стиків. Регулярною зоною вважається частина конструкції агрегату планера, в основному складається з груп елементів, призначених для сприйняття навантажень, що діють на агрегат. Головною особливістю такої зони є наявність великих груп схожих елементів, при відсутності значних градієнтів товщин і площ перетинів. На відміну від регулярної зони, зона стику призначена для виконання наступних функцій:

- включення в конструкцію агрегату планера елементів, не призначених для сприйняття і передачі навантажень, що діють з боку суміжних силових елементів;
- з'єднання агрегатів планера, що мають різне функціональне призначення;
- передача на конструкцію планера великих зосереджених навантажень.

Зони стиків, як правило, характеризуються відсутністю значних груп схожих елементів. Крім того, для силових елементів зон стиків характерні великі градієнти товщин і перетинів.

Однією з головних проблем, пов'язаних з розрахунком НДС кесона крила ЛТК, є велика еластичність конструкції, яка обумовлена великою кількістю деталей, що сприймають і передають навантаження. В результаті кожна деталь сприймає лише невелику частину зовнішніх навантажень, прикладених до конструкції, а основними силовими факторами, що діють на неї, є

навантаження від переміщень суміжних елементів, викликаних деформаціями кесона від дії зовнішніх навантажень, які можуть бути визначені тільки для конструкції кесона в цілому.

Кесон крила є функціонально самостійною частиною планера літака, яка контактує з іншими його частинами у відносно вузьких зонах через спеціальні стикові елементи. Тому для нього основними силовими факторами є зовнішні навантаження. Це дає можливість описувати умови навантаження і граничні умови для СЕМ кесона крила з найменшими допущеннями. Для підвищення точності завдання навантажень, до складу СЕМ кесона крила повинні включатися СЕМ елементів навішування двигунів і механізації крила.

Граничні умови повинні накладатися в тих зонах загальної моделі кесона, для яких не проводиться аналіз НДС. В якості такої зони найбільш зручно використовувати СЕМ центрального відсіку фюзеляжу, яка з'єднується з СЕМ кесона за допомогою спрощених СЕМ стиків. У цьому випадку спотворення, викликані впливом граничних умов, не передаються на СЕМ самого кесона, що істотно підвищує якість розрахунку його НДС.

Таким чином, при оптимізації статичної міцності кесона крила на стадії ТП необхідно використовувати СЕМ, що задовольняє наступні умови:

1. У структурі СЕМ повинні бути представлені всі елементи, які сприймають і передають навантаження.
2. Дискретність СЕМ (кількість СЕ на один елемент конструкції) повинна забезпечувати відстеження всіх можливих змін параметрів елементів конструкції, які вносяться в процесі її оптимізації.
3. До складу СЕМ кесона крила повинна бути включена СЕМ відсіку фюзеляжу, на яку накладаються граничні умови.
4. Для зменшення кількості припущень при описі умов навантаження, СЕМ кесона повинна включати СЕМ елементів механізації крила і елеронів, а також елементів навішування двигунів.

5. Для правильного застосування навантажень СЕМ кесона повинна містити спрощені СЕМ стику центроплана з ВЧК, а також кронштейнів і вузлів застосування зосереджених навантажень, що моделюють пружні властивості зазначених елементів.

Спрощені СЕМ стику центроплана з ВЧК, кронштейнів і вузлів застосування зосереджених навантажень не призначені для аналізу їх НДС, оскільки для цього потрібні СЕМ, що складаються з об'ємних СЕ, що формуються на основі 3D-моделей, що можливо тільки на наступній стадії проектування.

3.4. Принципи формування структур кінцево-елементних моделей елементів поздовжнього набору

Основним елементом силового набору кесона крила є обшивка, яка сприймає навантаження від згинального моменту M_x , обумовленого дією підйомної сили Q_y . Крім того, обшивка сприймає обертаючий момент M_z і перерізуючу силу $q_x(z)$, що діє паралельно осі OX . Оскільки обшивка сприймає основні поздовжні навантаження, ми вважаємо її частиною поздовжнього набору.

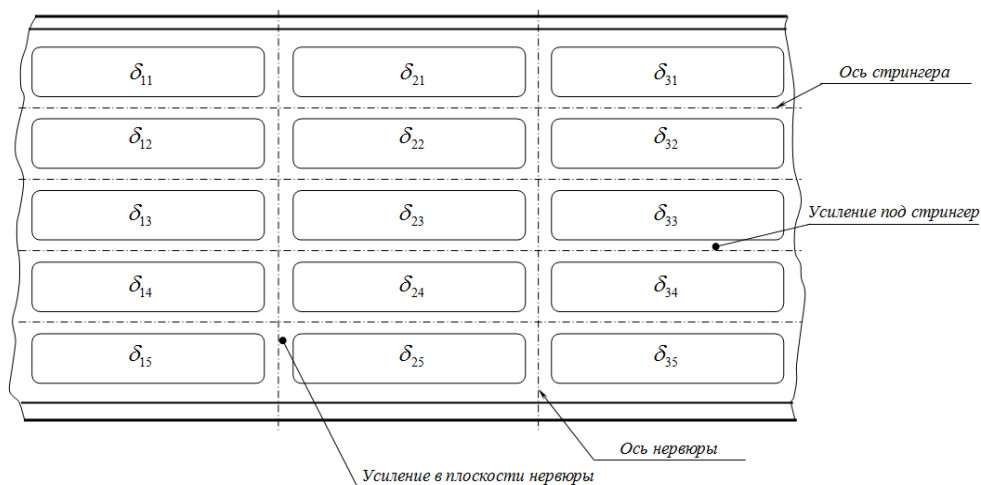


Рис. 3.10. Ескіз фрагмента типової панелі обшивки.
(δ_{ij} — місцева товщина обшивки)

У регулярних зонах конструкції кесона максимально можлива кількість варіантів товщини обшивки відповідає кількості проміжків, укладених між двома сусідніми нервюрами і двома сусідніми елементами поздовжнього набору, які в подальшому будемо називати "зонами постійної товщини обшивки" (ЗПТО). Такий ступінь дискретності товщин обшивки обумовлена технологічними та економічними критеріями (рис. 3.10).

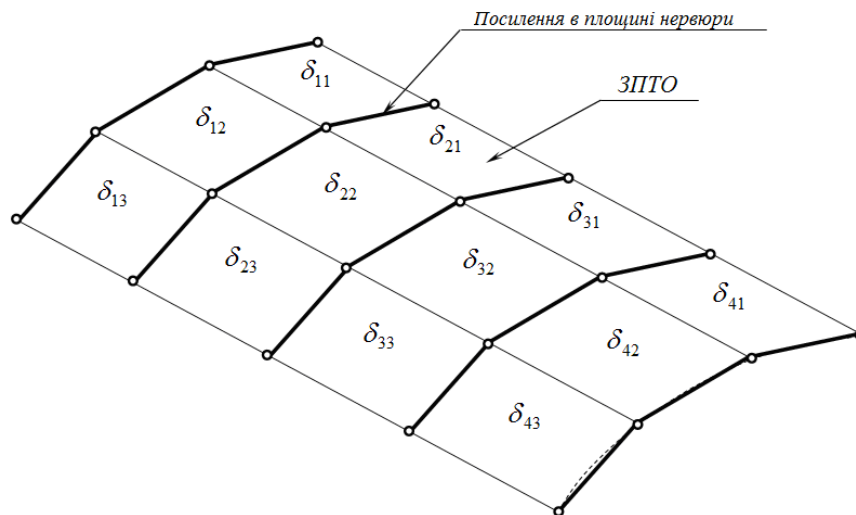


Рис. 3.11. Структура СЕМ обшивки в регулярній зоні кесона.

Зважаючи на відсутність великих градієнтів товщини, для моделювання однієї ЗПТО регулярної зони кесона досить одного плоского СЕ (рис. 3.11). Таким чином, кількість СЕ, що моделюють обшивку кесона в регулярних зонах, приблизно відповідає кількості ЗПТО.

Стрингери моделюються у вигляді двох-поясних балок (рис.3.12), утворених плоскими чотирикутними СЕ, окантованими стрижневими СЕ. Плоскі СЕ забезпечують моделювання стінок стрінгерів. В якості поздовжніх окантовуючих елементів використовуються стрижневі СЕ, що моделюють "посилення" обшивки в зонах з'єднання зі стрингерами і "шапки" стрингерів.

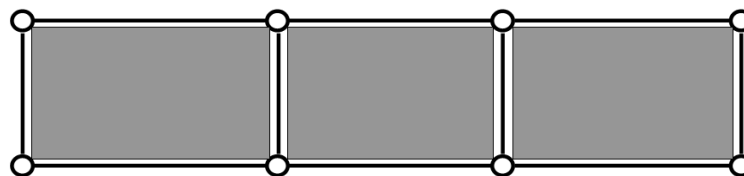


Рис. 3.12. Модель двох-поясної балки.

В якості поперечних окантовуючих елементів використовуються умовні стрижневі СЕ, що з'єднують вузли, розташовані на теоретичному контурі крила, з відповідними вузлами, що об'єднують стрижневі СЕ, що моделюють "шапки" стрингерів.

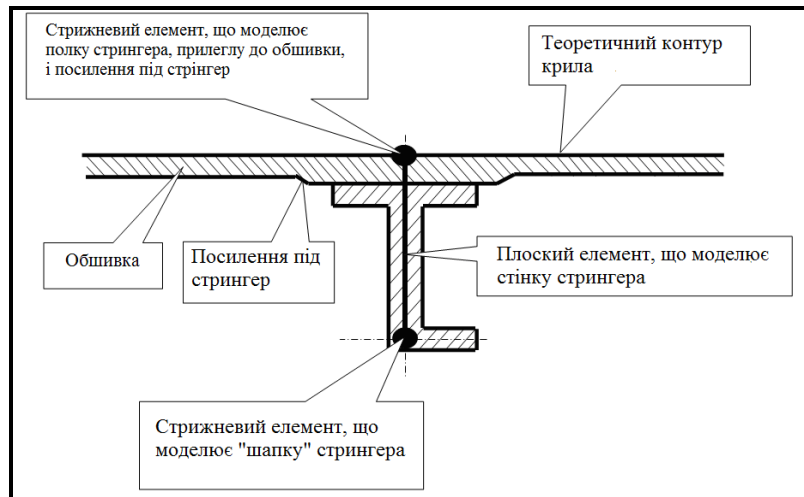


Рис. 3.13. Моделювання перетину стрингера.

Поперечні окантовуючі елементи, забезпечують моделювання посилень стінок стрингерів в місцях кріплення кінц і розташовані тільки в площинах звичайних і додаткових нервюр. Осі стрижневих СЕ, що моделюють посилення під стрингери, розташовані на теоретичному контурі крила, а осі стрижневих СЕ, що моделюють "шапки" стрингерів, проходять через центри тяжкості "шапок"(рис. 3.13).

Моделювання стрингерів у вигляді двох поясних балок дозволяє використовувати стрижневі СЕ, що мають умовно круглий перетин, що позбавляє від необхідності вводити в модель спеціальні вузли орієнтації.

СЕМ переднього і заднього лонжеронів включають в себе наступні елементи (рис.3.14):

- стрижневі СЕ, що моделюють горизонтальні стінки верхньої і нижньої полиць;
- чотирикутні СЕ, що моделюють вертикальні стінки верхньої і нижньої полиць;

- стрижневі СЕ, що окантовують вертикальні стінки верхньої і нижньої полиць;
- чотирикутні СЕ, що моделюють стінки.

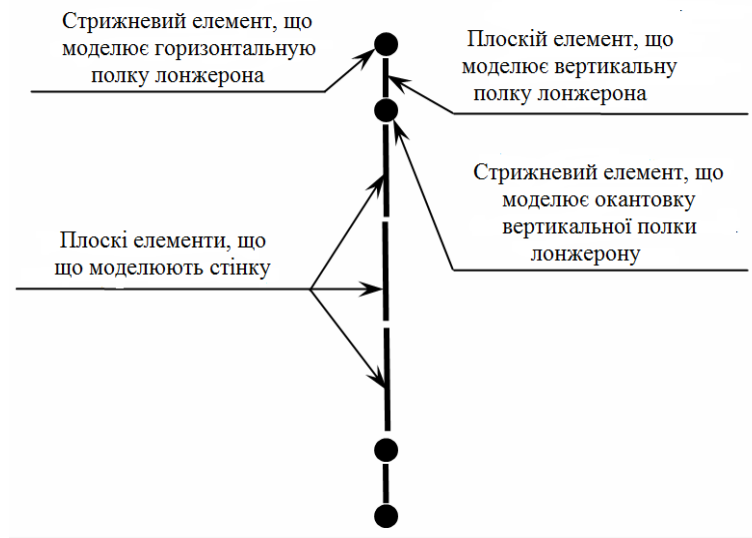


Рис. 3.14. "Перетин" кінцево-елементної моделі лонжерона

Структура моделі лонжеронів розділені на окремі ділянки (шпації), обмежені вертикальними стрижневими СЕ, розташованими в площинах нервюр і додаткових перетинів, призначених для підвищення дискретності розрахункової моделі в зонах з'єднання центроплану з фюзеляжем і стику консолі з центропланом. У свою чергу, стінки лонжеронів в межах кожної шпації розділені по вертикалі на 3 рівних ділянки. При цьому поздовжні окантовують стрижневі СЕ між зазначеними ділянками відсутні. Стійки лонжеронів не моделюються, за винятком міжнервюрних прольотів, що містять додаткові перетину.

Крім перерахованих вище СЕ, моделі лонжеронів містять ряд додаткових СЕ, що моделюють зони стиків.

Посилення обшивок в зонах поздовжніх стиків між монолітними панелями обшивки моделюються у вигляді ланцюжків стрижневих СЕ.

Всі стрижневі і плоскі СЕ, що моделюють обшивку, стрингери, лонжерони і поздовжні стики повинні сприймати згинальні навантаження (елементи типу "Bar" и "Plate" в Space).

Основним елементом поперечного набору кесона крила, є типова нервюра, призначена для сприйняття і передачі на елементи поздовжнього набору невеликих і помірних поперечних навантажень. Крім того, типові нервюри перешкоджають зміні контуру відповідних перетинів, викликаному деформацією кесона. Конструктивно типові нервюри можуть бути збірними і монолітними. Збірні нервюри складаються з деталей, з'єднаних за допомогою заклепок. Монолітні нервюри являють собою цільну конструкцію, що формується за допомогою фрезерування.

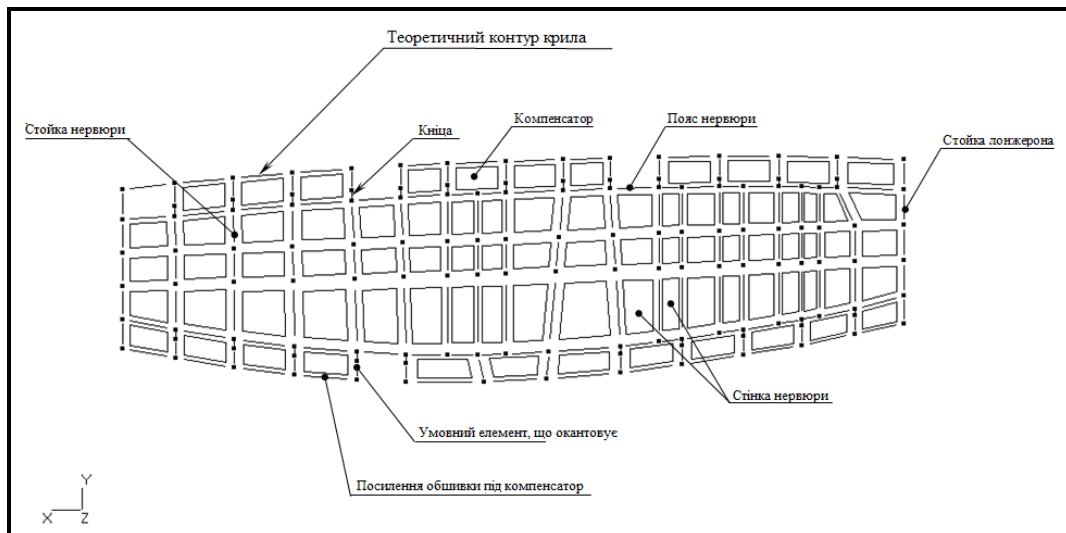


Рис. 3.15. СЕМ збірної нервюри (для наочності СЕ стиснуті).

Модель збірної нервюри (рис. 3.15) включає в себе наступні основні елементи:

- стрижневі СЕ, що моделюють пояси нервюри;
- стрижневі СЕ, що моделюють кінці;
- умовні стрижневі СЕ, призначені для окантовки чотирикутних СЕ, що моделюють стінки стрингерів, з метою передачі навантажень з моделей кінців на моделі стінок стрингерів;
- стрижневі СЕ, що моделюють стійки нервюр;

- чотирикутні СЕ, що моделюють компенсатори;
- плоскі СЕ, що моделюють стінки нервюри.

Кількість і розташування стрижневих СЕ, що моделюють стійки збірних нервюр, в основному, визначаються необхідністю передачі навантажень з кінці на стінки, і не скрізь відповідають їх реальній кількості і розташуванню. При цьому сумарна жорсткість СЕ, що моделюють стійки, визначається, виходячи з сумарної жорсткості стійок модельованих нервюр. Кількість і розташування чотирикутних СЕ, що моделюють компенсатори, в основному, відповідають їх кількості і розташуванню на модельованих нервюрах.

Кожна модель компенсатора розташовується в площині відповідної нервюри в проміжку, утвореному двома сусідніми стрингерами, теоретичним контуром крила і поясом нервюри, і включає в себе два вузла, розташованих на теоретичному контурі, і два вузла, розташованих на поясі нервюри (рис. 3.16).

На відміну від інших елементів конструкції, кінці і компенсатори моделюються відповідно за допомогою стрижневих СЕ, що працюють тільки на розтяг-стиснення (в системі Space елементи типу "Rod"), і чотирикутних СЕ, що працюють тільки на зсув (в системі Space елементи типу "Shear Panel"). Це обумовлено тим, що в реальній конструкції кінці працюють тільки на розтяг-стиск, а компенсатори тільки на зрушення, оскільки закріплені відповідно на стрингерах і обшивці.

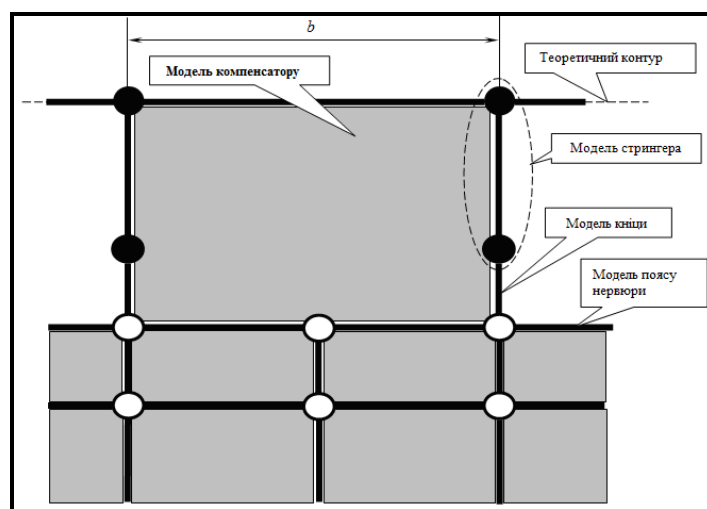


Рис. 3.16. Принцип моделювання компенсатора.

З метою підвищення дискретності моделі, всі ділянки стінок нервюр, укладені між стійками, додатково розділені по вертикалі на три окремі плоскі СЕ, між якими немає додаткових окантовуючих стрижневих СЕ. Розподіл СЕМ стінок нервюр по висоті обумовлено необхідністю більш точного аналізу розподілу дотичних напружень, особливо в зонах кріплення кронштейнів навішування елеронів і елементів механізації крила.

Всі стрижневі і плоскі СЕ, що входять в структуру СЕМ нервюр, повинні сприймати згинальні навантаження (елементи типу "Bar" і "Plate" в Space), за винятком СЕ, що моделюють кінці і компенсатори.

3.5 Висновки

На підставі проведеного аналізу можна зробити наступні висновки:

1. Для оптимізації силового набору кесона крила найбільш раціонально використовувати СЕМ, що складається з стрижневих і плоских СЕ.
2. На попередніх стадіях проектування ЛТК допустимо використовувати спрощені СЕМ, в структурі яких представлені тільки основні елементи силового набору планера.
3. На стадії остаточного визначення структури силового набору планера і параметрів його елементів, слід використовувати більш складні СЕМ, в яких максимально детально моделюється структура силового набору кесона крила, а також стикові елементи, що з'єднують його з іншими агрегатами планера.

4. Варіантне комп'ютерне моделювання крила регіонального літака

4.1. Структура СЕМ шарнірного стику

Відповідно до загальної технології автоматизованого синтезу СЕМ [3], основне призначення СЕМ стику — приблизне моделювання його геометрії і пружних властивостей, для більш точного моделювання НДС в силових елементах планера, прилеглих до зони стику. Аналіз НДС деталей стику при цьому не проводиться.

Структура СЕМ модельованого стику включає в себе наступні елементи (рис.3): 4-вугільні скінченні елементи (СЕ) типу Plate, що моделюють стінки стику, стрижневі СЕ типу Bar умовно круглого перетину, моделюють ребра жорсткості стінок, і стрижневі СЕ типу Bar умовно круглого перетину, що моделюють опори стику. Умовна товщина СЕ типу Plate задається рівною товщині плоских ділянок стінок. Площі перетинів СЕ, що моделюють ребра жорсткості, обчислюються за формулою:

$$F_1 = (H - \delta_{cm}) * B$$

де H - висота ребра, δ_{cm} - місцева товщина стінки, B - товщина ребра.

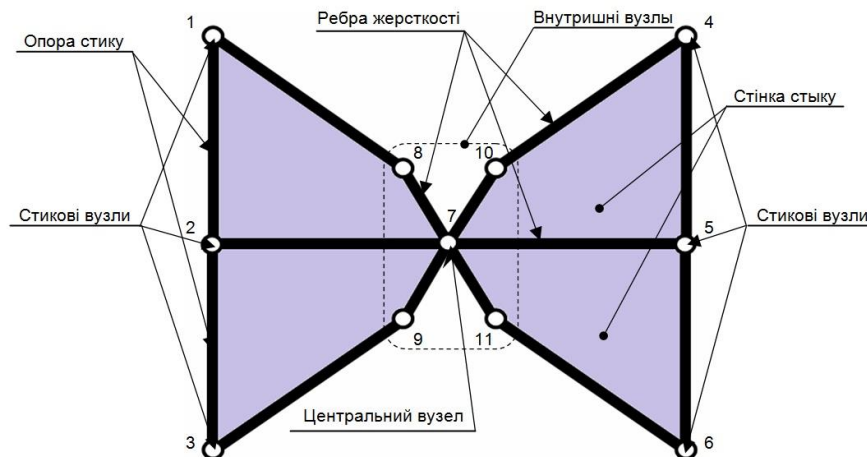


Рис. 4.1. Структура СЕМ шарнірного стику

Площі перетинів СЕ, що моделюють опори стику, обчислюються за формулою:

$$F_2 = (B - \delta_{cm}) * H$$

де H - товщина опори, δ_{cm} - місцева товщина стінки, B - ширина опори.

Вузли СЕМ шарнірного стику діляться на дві групи: стикові і внутрішні (рис.3). Координати стикових вузлів повинні відповідати координатам вузлів СЕМ з'єднувальних агрегатів планера в зонах кріплення шарнірів стику і є вихідними даними для синтезу структури СЕМ стику. Координати внутрішніх вузлів обчислюються з урахуванням координат стикових вузлів. При цьому координати центрального вузла повинні відповідати координатам точки перетину осі модельованого стику з площиною обертання шарнірів стику. Решта внутрішніх вузлів також повинні розташовуватися в площині обертання шарнірів стику.

4.2. Метод синтезу СЕМ шарнірного стику

Пропонований метод автоматизованого синтезу розроблений з урахуванням внутрішнього уявлення СЕМ, описаного в [3,4]. СЕМ стику з'єднує незалежно синтезовані СЕМ ВЧК, підкосу і центрального відсіку фюзеляжу (рис. 4.2÷4.7).

Для спрощення алгоритму синтезу СЕМ в структуру даних програмного коду додані спеціальні масиви, що містять локальні номери вузлів СЕМ стику (від 1 до 11), згруповані за місцем розташування в моделі:

```
int NodeNumbers[5][3]; //--> [номер сечения][локальный номер узла]
```

де номери стикових вузлів записані в 0-му і 3-му перетинах, а номер центрального вузла - у 2-му перетині (Таблиця 4.1):

Таблиця 4.1.

1	8	7	10	4
2	9		11	5
3				6

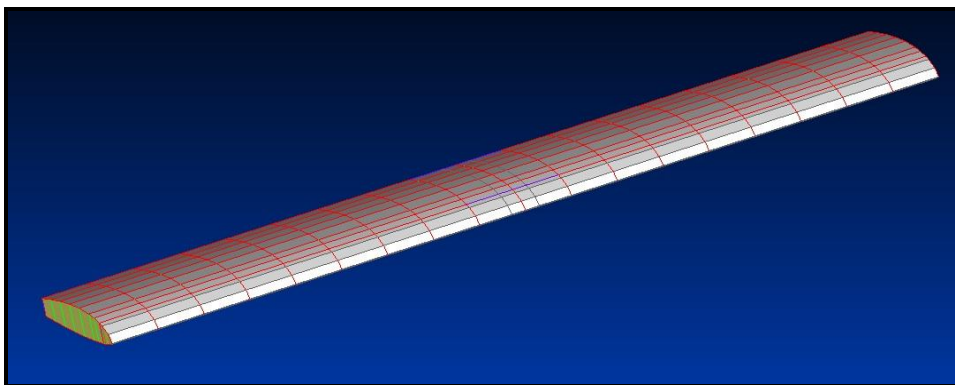


Рис. 4.2. Формування СЕМ ВЧК

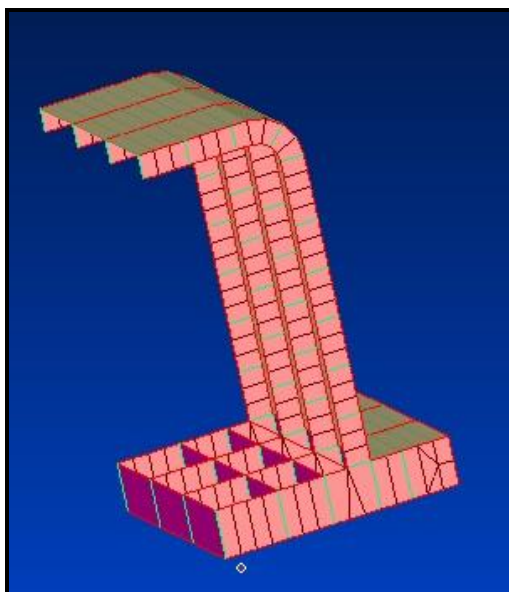


Рис. 4.3. Формування СЕМ центрального відсіку фюзеляжу

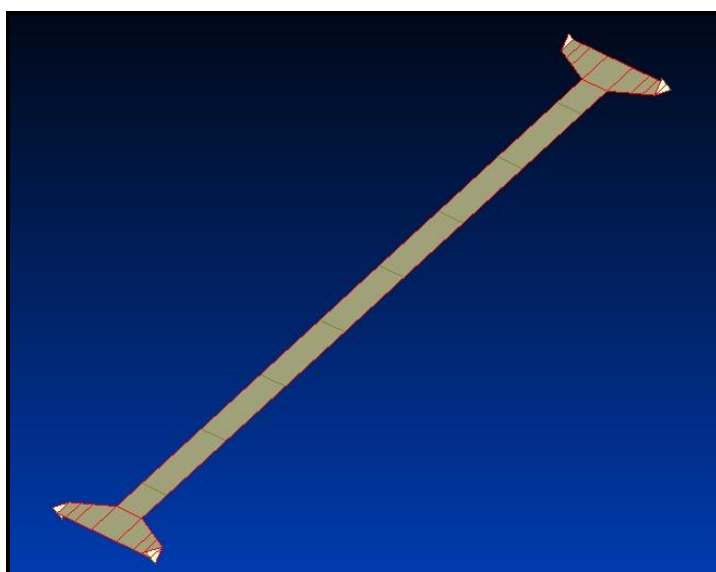


Рис. 4.4. Формування СЕМ підкоса

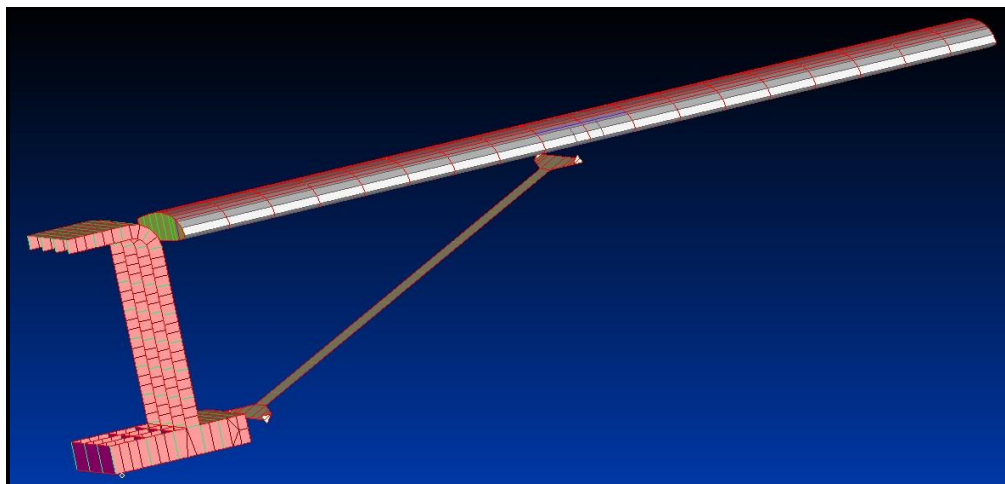


Рис. 4.5. Синтез регулярної зони СЕМ крила з підкосом

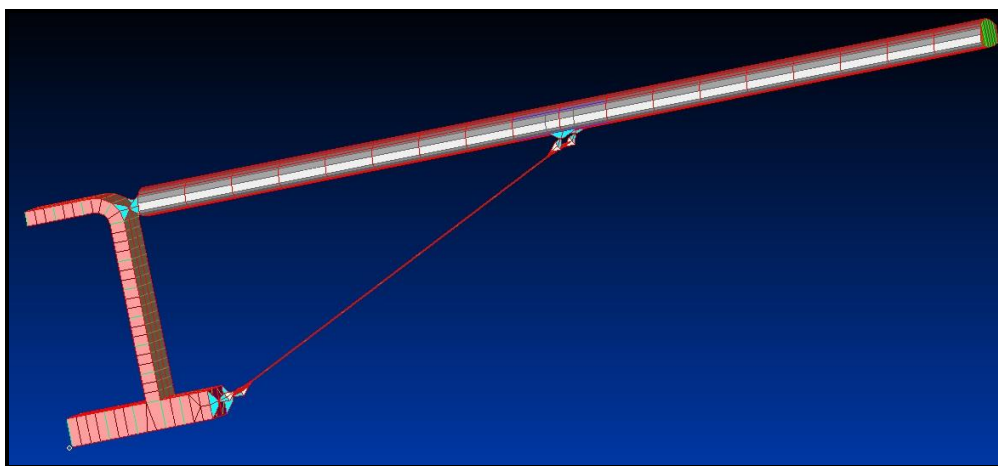


Рис. 4.6. Об'єднання СЕМ елементів планера за допомогою СЕМ стиків

На першому етапі здійснюється читання координат і номерів вузлів стикових вузлів. На другому етапі здійснюється розрахунок координат внутрішніх вузлів СЕМ стику, який виконується в наступній послідовності.

Шаг 1. Визначення координат центрального вузла. Алгоритм обчислення координат центрального вузла розроблений, виходячи з припущення, що стикові вузли з'єднуваних СЕМ розташовані в одній площині. Тому всі координати обчислюються як середнє арифметичне відповідних координат стикових вузлів:

```
double NodeCoord[12][3]; //--> Массив координат узлов КЭМ
NodeCoord[6][0] = NodeCoord[6][1] = NodeCoord[6][2] = 0;
for ( i = 0; i < 3; i++ )
{
```

```

for ( j = 0; j < 5; j+= 4 )
{
    for ( k = 0; k < 3; k++ )
    {
        n = NodeNumbers[j][k] - 1;
        NodeCoord[6][i] += NodeCoord[n][i];
    }
}

NodeCoord[6][i] /= 3;
}

```

Шаг 2. Визначення координат решти внутрішніх вузлів. Алгоритм обчислення координат решти внутрішніх вузлів залежить від класу кронштейна і тут не наводиться. Але в будь-якому випадку необхідно дотримуватися умов, згідно з якими всі вузли СЕМ стику повинні розташовуватися в одній площині:

```

di = .85;
delta[0] = NodeCoord[0][1] - NodeCoord[6][1];
delta[1] = NodeCoord[0][2] - NodeCoord[6][2];
y[0] = NodeCoord[6][1] + di*delta[0];
z[0] = NodeCoord[0][2] + di*delta[1];

delta[0] = NodeCoord[2][1] - NodeCoord[6][1];
delta[1] = NodeCoord[2][2] - NodeCoord[6][2];
y[1] = NodeCoord[6][1] + di*delta[0];
z[1] = NodeCoord[6][1] + di*delta[1];

di = 1.2;
delta[0] = y[1] - y[0];
delta[1] = z[1] - z[0];
NodeCoord[k][0] = NodeCoord[6][0];
NodeCoord[k][1] = y[0] + di*delta[0];
NodeCoord[k][2] = z[0] + di*delta[1];
NodeNumbers[1][0] = k + 1; //--> Первый внутренний узел
NodeNumber[k] = k2 + 1;
NodeFlag[k] = 1;
k2++;
k++;

delta[0] = y[0] - y[1];
delta[1] = z[0] - z[1];
NodeCoord[k][0] = NodeCoord[6][0];
NodeCoord[k][1] = y[1] + di*delta[0];
NodeCoord[k][2] = z[1] + di*delta[1];
NodeNumbers[1][1] = k + 1; //--> Второй внутренний узел
NodeNumber[k] = k2 + 1;
NodeFlag[k] = 1;
k2++;
k++;

```

```

di = .85;
delta[0] = NodeCoord[3][1] - NodeCoord[6][1];
delta[1] = NodeCoord[3][2] - NodeCoord[6][2];
y[0] = NodeCoord[6][1] + di*delta[0];
z[0] = NodeCoord[6][1] + di*delta[1];

delta[0] = NodeCoord[4][1] - NodeCoord[6][1];
delta[1] = NodeCoord[4][2] - NodeCoord[6][2];
y[1] = NodeCoord[6][1] + di*delta[0];
z[1] = NodeCoord[6][1] + di*delta[1];

di = 1.2;
delta[0] = y[1] - y[0];
delta[1] = z[1] - z[0];
NodeCoord[k][0] = NodeCoord[6][0];
NodeCoord[k][1] = y[0] + di*delta[0];
NodeCoord[k][2] = z[0] + di*delta[1];
NodeNumbers[3][0] = k + 1; //--> Третий внутренний узел
NodeNumber[k] = k2 + 1;
NodeFlag[k] = 1;
k2++;
k++;

delta[0] = y[0] - y[1];
delta[1] = z[0] - z[1];
NodeCoord[k][0] = NodeCoord[6][0];
NodeCoord[k][1] = y[1] + di*delta[0];
NodeCoord[k][2] = z[1] + di*delta[1];
NodeNumbers[3][1] = k + 1; //--> Четвертый внутренний узел
NodeNumber[k] = k2 + 1;
NodeFlag[k] = 1;
k2++;
k++;

```

На третьому етапі здійснюється синтез СЕМ стику. Синтез здійснюється на підставі номерів вузлів, зафіксованих в масиві NodeNumbers[5][3], в наступній послідовності.

Шаг 1. Синтез СЕМ опор. СЕМ опор формуються із стрижневих СЕ типу Bar (умовний код 5).

```

short Elrment[20][6]; //--> Массив для записи топологии КЭ

k = 0; //--> Временный счетчик КЭ
for ( i = 0; i < 5; i+= 4 )
{
    for ( j = 0; j < 2; j++ )
    {

```

```

    Element[k][0] = 5; //--> Код КЭ (Bar)
    Element[k][1] = 2; //--> Количество узлов КЭ
    Element[k][2] = NodeNumbers[i][j]; //--> N 1-го узла
    Element[k][3] = NodeNumbers[i][j+1]; //--> N 2-го узла
    Element[k][4] = 0; //--> Не используется
    Element[k][5] = 0; //--> Не используется
    k++;
}
}

```

Шаг 2. Синтез СЕМ ребер жорсткості. СЕМ ребер жорсткості формуються із стрижневих СЕ типу Bar (умовний код 5) в дві стадії. На першій стадії формуються КЕМ середніх ребер:

```

for ( i = 0; i < 2; i++ )
{
    j = i*4;
    Element[k][0] = 5; //--> Код КЭ (Bar)
    Element[k][1] = 2; //--> Количество узлов КЭ
    Element[k][2] = NodeNumbers[j][1]; //--> N 1-го узла
    Element[k][3] = NodeNumbers[2][0]; //--> N 2-го узла
    Element[k][4] = 0; //--> Не используется
    Element[k][5] = 0; //--> Не используется
    k++;
}

```

На другій стадії формуються СЕМ бокових ребер:

```

for ( i = 0; i < 2; i++ )
{
    for ( j = 0; j < 2; j++ )
    {
        k0 = i*4;
        k1 = 1+2*i;
        k2 = j*2;
        Element[k][0] = 5; //--> Код КЭ (Bar)
        Element[k][1] = 2; //--> Количество узлов КЭ
        Element[k][2] = NodeNumbers[k0][k2]; //--> N 1-го узла
        Element[k][3] = NodeNumbers[k1][j]; //--> N 2-го узла
        Element[k][4] = 0; //--> Не используется
        Element[k][5] = 0; //--> Не используется
        k++;

        Element[k][0] = 5; //--> Код КЭ (Bar)
        Element[k][1] = 2; //--> Количество узлов КЭ
        Element[k][2] = NodeNumbers[k1][j]; //--> N 1-го узла
        Element[k][3] = NodeNumbers[2][0]; //--> N 2-го узла
        Element[k][4] = 0; //--> Не используется
        Element[k][5] = 0; //--> Не используется
        k++;
    }
}

```

Шаг 3. Синтез СЕМ стінок. СЕМ стінки формуються з плоских СЕ типу Plate (умовний код 7). :

```
for ( i = 0; i < 2; i++ )
{
    for ( j = 0; j < 2; j++ )
    {
        k0 = i*4;
        k1 = 1+2*i;
        k2 = j*2;
        Element[k][0] = 7; //--> Код КЭ (Plate)
        Element[k][1] = 4; //--> Количество узлов КЭ
        Element[k][2] = NodeNumbers[k0][k2]; //--> N 1-го узла
        Element[k][3] = NodeNumbers[k1][j]; //--> N 2-го узла
        Element[k][4] = NodeNumbers[2][0]; //--> N 3-го узла
        Element[k][5] = NodeNumbers[k1][1]; //--> N 4-го узла
        k++;
    }
}
```

Представлений програмний код реалізований у вигляді класів об'єктів "SPACE" "Шарнірний стик №1" і "Шарнірний стик №2". Повний вихідний текст класу "Шарнірний стик №1" наведено в Додатках.

4.3. Схема обміну даними

Для включення синтезованих СЕМ шарнірного стику в загальну СЕМ планера необхідно, щоб номери стикових вузлів, що містяться в копіях СЕМ стиків, переданих в загальну модель, відповідали номерам стикових вузлів в СЕМ з'єднувальних агрегатів планера. Тому, крім масиву координат стикових вузлів, структура вихідних даних, необхідних для синтезу СЕМ шарнірного стику, також повинна включати масив номерів вузлів з'єднувальних СЕМ, з якими поєднуються стикові вузли моделі стику в рамках загальної СЕМ планера:

```
double JointNodeCoord[2][3][3]; //--> Координаты стыковых узлов
int JointNodeNum[2][3]; //--> Номера стыковых узлов
```

Використання прямого обміну даними дозволяє істотно скоротити тривалість обміну даними [3,8]. Такий обмін даними можливий тільки при

активному статусі СЕМ, який забезпечується тільки в об'єктних системах управління даними, де моделі представлені у вигляді об'єктів. Зв'язки між об'єктами, що синтезують СЕМ стиків, і об'єктами, що містять СЕМ з'єднувальних агрегатів, задаються в інтерактивному режимі, шляхом вибору зі списку агрегатів планера, що відображається засобами GUI об'єктів [9].

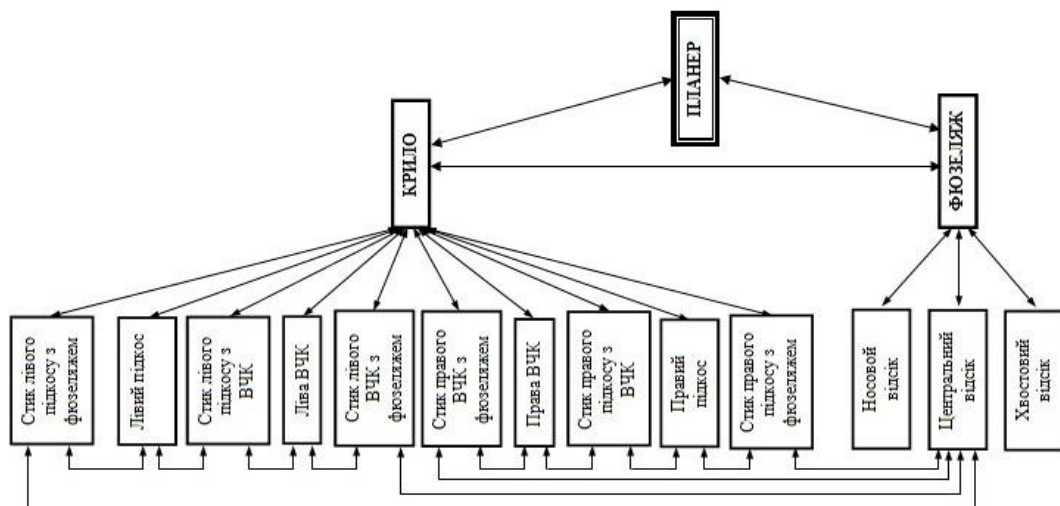


Рис. 4.7. Схема обміну даними при синтезі СЕМ стиків крила з підкосом

Для синтезу СЕМ стиків з центральним відсіком фюзеляжу досить задати по одному перетину, що стикується в з'єднувальних СЕМ. Для синтезу СЕМ стиків ВЧК з підкосом потрібно вказати три перетини ВЧК, оскільки один з кронштейнів шарнірного стику кріпиться до нижньої поверхні лонжерона. Відповідно, для автоматизованого синтезу СЕМ крила з підкосом потрібно два класи об'єктів, що формують СЕМ шарнірних стиків.

4.4. Висновки

В зв'язку з тим, що технологія визначення стикових зон СЕМ, до яких приєднуються СЕМ стиків, у випадку з'єднання СЕМ ВЧК та підкосу із СЕМ відсіку фюзеляжу, суттєво відрізняється від технології визначення стикових зон СЕМ у випадку з'єднання СЕМ ВЧК та СЕМ підкосу, для кожного з зазначених випадків необхідно розробити спеціалізований клас об'єкту "SPACE".

5. Застосування розроблених моделей та запропонованої методики автоматизованого проектування

Для реалізації запропонованого методу синтезу СЕМ, в якості базової ІТ, була використана об'єктна система управління даними "SPACE" [3,4]. Для неї були розроблені класи об'єктів, які дозволили синтезувати структуру СЕМ крила з підкосом літака транспортної категорії об'ємом 1905 вузлів і 2883 СЕ (рис.5.1).

5.1. Структура СЕМ крила з підкосом

Формування СЕМ крила з підкосом здійснювалося в рамках об'єктів об'єктно-орієнтованої СУБД "SPACE", що належать наступним класам:

- "Типова нервюра" - формування СЕМ нервюр ВЧК;
- "Основний лонжерон" - формування СЕМ лонжеронів ВЧК;
- "Стрингер" - формування СЕМ стрингерів ВЧК;
- "Обшивка (1)" - формування СЕМ обшивок ВЧК;
- "Відсік кесона" - формування СЕМ ВЧК, шляхом об'єднання СЕМ нервюр, лонжеронів, стрингерів і обшивок;
- "Силовий шпангоут (1)" - формування СЕМ посилених шпангоутів центрального відсіку фюзеляжу;
- "Обшивка (2)" - формування СЕМ обшивки і стрингерів центрального відсіку фюзеляжу;
- "Відсік фюзеляжу" - формування СЕМ центрального відсіку фюзеляжу, шляхом об'єднання СЕМ шпангоутів і обшивки;
- "Спрощений підкіс" - формування спрощеної СЕМ підкосу, для нормальних польотних випадків (позитивне перевантаження);
- "Шарнірний стик №1" - формування СЕМ стиків ВЧК і підкосу з фюзеляжем;

- "Шарнірний стик №2" - формування СЕМ стиків ВЧК з підкосом;
- "Модель планера" - формування СЕМ фрагмента планера (для визначення НДС крила з підкосом), шляхом об'єднання СЕМ ВЧК, відсіку фюзеляжу і підкосу, за допомогою СЕМ шарнірних стиків .

Розрахунок і аналіз напружено-деформованого стану здійснювалися за допомогою розрахункового програмного комплексу FEMAP. Передача сформованої СЕМ з БД "SPACE" в FEMAP, здійснювалося через тимчасовий нейтральний файл, що генерується за допомогою спеціального серверного об'єкта БД "SPACE".

В якості матеріалу конструкції був використаний алюмінієвий сплав Д16Т, чий параметри наведені в таблиці 5.1.

Таблиця 5.1.

Модуль пружності кГ/мм ²	Модуль зсуву кГ/мм ²	Коефіцієнт Пуассона	Питома вага кГ/м ³
7200	2700	0.3	2700

З урахуванням розмірностей, в яких задавалися параметри матеріалу, значення координат вузлів задаються в міліметрах, а величини силових факторів в кГ ("кілограмах-сили").

Оскільки детальний аналіз НДС конструкції крила з підкосом не є метою даної магістерської дисертації, досліджена СЕМ має спрощену структуру, що включає спрощені моделі стрингерів, лонжеронів і нервюр.

Верхня і нижня обшивки є основними силовими елементами поздовжнього набору кесона крила. Вони працюють на розтягування, стиснення і зрушення. Тому для моделювання обшивок використовувалися скінченні елементи типу "Plate", які сприймають розтягуючі, стискаючі навантаження, а також зсувні навантаження і згинальні моменти.

Стрингери призначені для забезпечення стійкості обшивки крила в стислій зоні. Крім того, стрингери беруть на себе частину розтягуючих і стискаючих навантажень, викликаних дією згинального моменту від підйомної сили крила. Моделі стрингерів мають спрощену структуру, що представляє собою набір послідовно з'єднаних стрижневих СЕ типу "Bar", які сприймають розтягуючі, стискаючі навантаження, а також крутіння і згинальні моменти. Особливості перетинів стрингерів не моделювалися.

Спрощені СЕМ лонжеронів містять моделі поясів, стінок і стійок. Пояси лонжеронів призначені для забезпечення з'єднання обшивок і стінок лонжеронів, в результаті чого утворюється замкнутий контур кесона крила, що сприймає обертаючий момент, що діє на крило. Крім того, пояси приймають на себе частину розтягуючих і стискаючих навантажень, викликаних дією згинального моменту від підйомної сили крила. Тому для моделювання поясів лонжеронів використані стрижневі елементи типу "Bar", які сприймають розтягуючі, стискаючі навантаження, а також крутіння і згинальні моменти.

Стінки лонжеронів призначені для сприйняття зсувних навантажень, викликаних дією обертаючого моменту, що діє на крило. Крім того, по стінках передається, у вигляді перерізуючих сил, підйомна сила крила. Тому для моделювання стінок лонжеронів використовувалися скінченні елементи типу "Plate", які сприймають розтягуючі, стискаючі навантаження, а також зсувні навантаження і згинальні моменти. Для забезпечення стику з СЕМ шарнірів, стінки лонжеронів розділені по висоті на дві частини.

Стійки стінок лонжеронів забезпечують стійкість стінок під дією зсувних навантажень. При взаємодії зі стінкою стійки відчують згинальні навантаження. Тому для їх моделювання використані стрижневі елементи типу "Bar". Моделі стійок розташовуються тільки в площинах нервюр.

Спрощені моделі нервюр включають моделі стінок і стійок. Оскільки в СЕМ ВЧК не моделюється висота стрингерів, моделі поясів нервюр і посилень

обшивок в зоні кріплення нервюри об'єднані і являють собою послідовно з'єднані стрижневі СЕ типу "Bar". Кніці і компенсатори не моделюються.

Стінки нервюр призначені для сприйняття стискаючих і розтягуючих навантажень, викликаних вигином крила і дією сил тиску. Крім того, стінки нервюр сприймають і передають зсувні навантаження. Тому для їх моделювання використовувалися скінченні елементи типу "Plate", які сприймають розтягують, стискають навантаження, а також зсувні навантаження і згинальні моменти. Спрощені моделі стінок не діляться по висоті.

Стійки нервюр забезпечують стійкість стінок під дією стискаючих і зсувних навантажень. При взаємодії зі стінкою і поясом нервюри стійки відчують згинальні навантаження. Тому для їх моделювання використані стрижневі елементи типу "Bar", що працюють на загальний НДС.

Структура СЕМ крила з підкосом і його елементів представлена на рис. 5.1÷5.4.

При визначенні жорсткісних параметрів СЕ використовувалися результати статистичного аналізу жорсткісних параметрів елементів конструкції крил літаків аналогічного розміру.

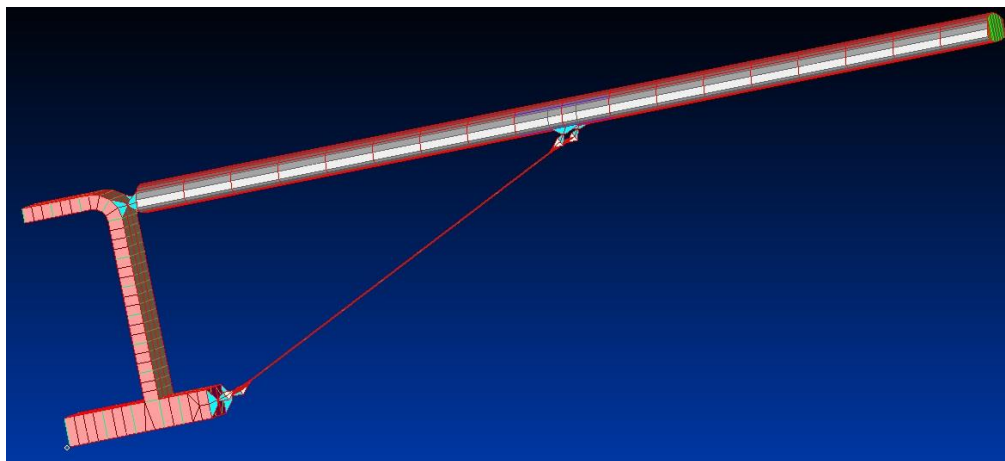


Рис. 5.1. Загальний вигляд структури СЕМ крила з підкосом

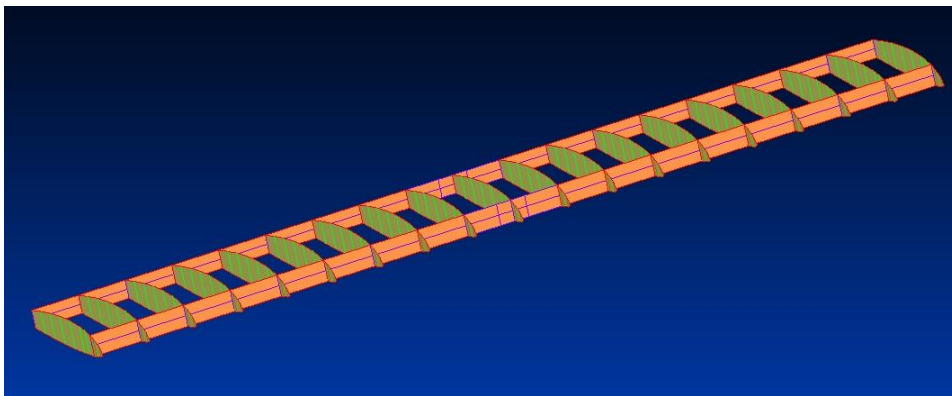


Рис. 5.2. Структура СЕМ набору ВЧК (вид спереду)

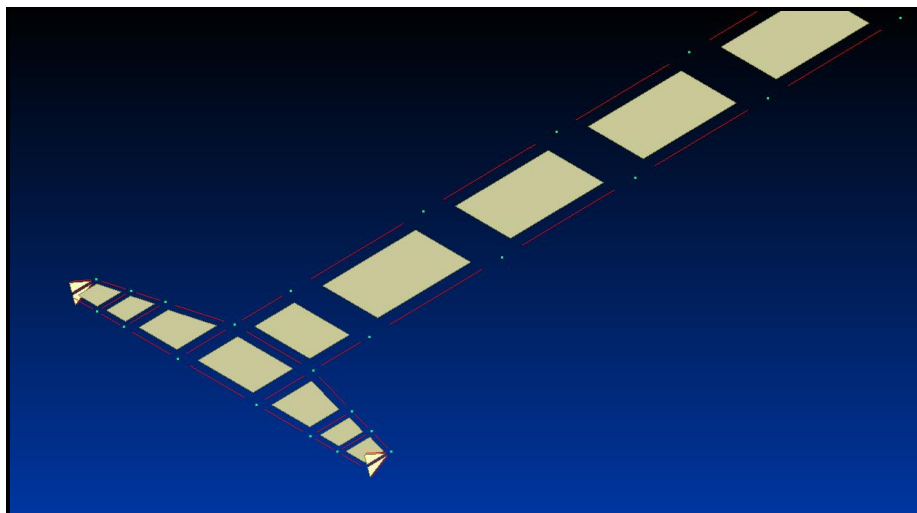


Рис. 5.3. Структура СЕМ стикової зони підкоса крила

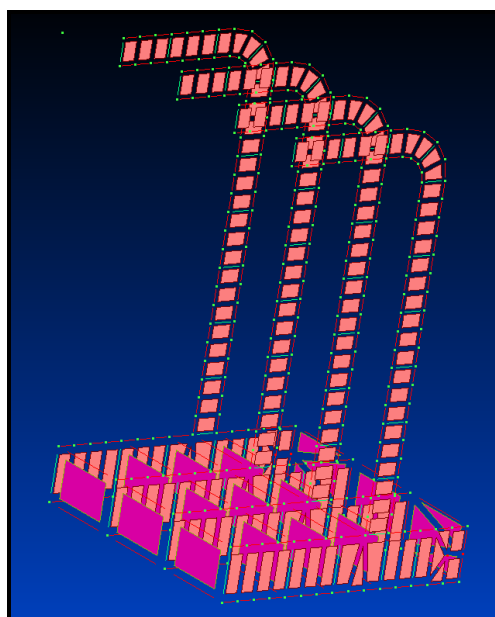


Рис. 5.4. Структура СЕМ набору відсіку фюзеляжу

5.2. Параметри скінченних елементів

Значення умовних товщин плоских СЕ, що моделюють обшивки, рівні $T1 = 0.6$ мм. Значення умовних товщин плоских СЕ, що моделюють стінки лонжеронів, рівні $T1 = 1.5$ мм. Значення площ умовних перетинів стрижневих СЕ, що моделюють стрингери, рівні $A = 300$ мм². Значення площ умовних перетинів стрижневих СЕ, полки лонжеронів, рівні $A = 600$ мм². Значення умовних товщин δ плоских СЕ, що моделюють стінки нервюр, рівні $T1 = 1.0$ мм. Значення площ умовних перетинів стрижневих СЕ, що моделюють пояси і стійки, рівні $A = 100$ мм².

5.2. Умови закріплення і навантаження моделі.

5.3.

Граничні умови задані для вузлів, що входять в структуру СЕМ центрального відсіку фюзеляжу (рис. 5.5). Фіксація СЕМ в поздовжньому напрямку реалізована через зовнішні вузли переднього перетину СЕМ фюзеляжу. Фіксація СЕМ у вертикальному напрямку реалізована через вузли СЕМ підлоги вантажного відсіку. Фіксація СЕМ в поперечному напрямку реалізована через вузли СЕМ фюзеляжу, відповідні площині симетрії.

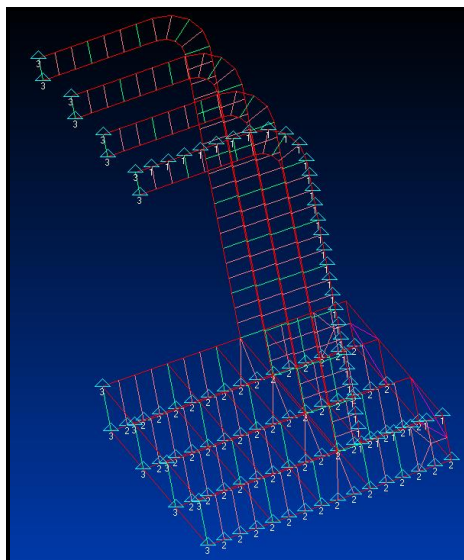


Рис. 5.5. Схема застосування граничних умов.

Навантаження, що діють ВЧК, задані у вигляді вертикальних зусиль P_{y_i} , прикладених до вузлів верхньої поверхонь СЕМ. Значення P_{y_i} для всіх вузлів в перетині однакові і визначаються за формулою:

$$P_{y_i} = \frac{q_y(z_i) * \Delta Z}{N_{\text{верхн. узл.}}}$$

де: $N_{\text{верхн. узл.}} = 11$ - кількість вузлів на верхній поверхні перетину СЕМ ВЧК (однаково для всіх перетинів).

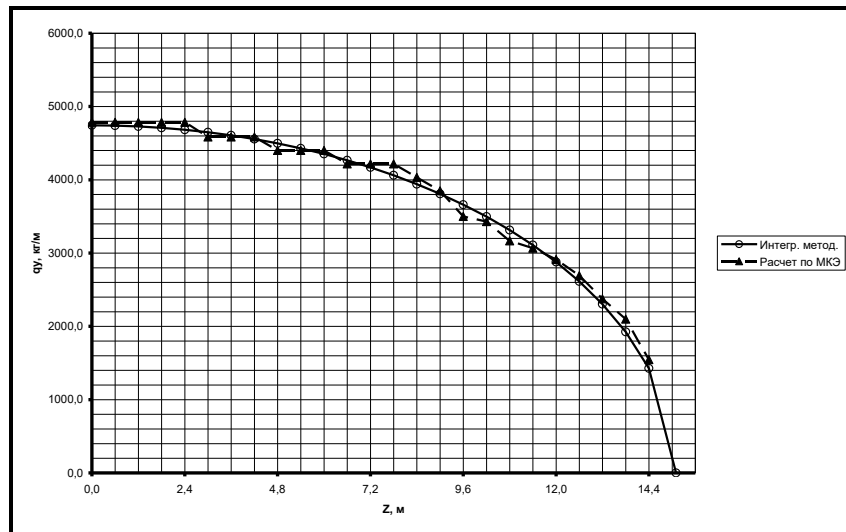


Рис. 5.6. Порівняння епюр розподілу q_y за розмахом ВЧК.

Така методика забезпечує прийнятну збіжність епюри розподілу підйомної сили вздовж розмаху крила, розрахованої для СЕМ, з епюрою розподілу підйомної сили, розрахованої інтегральним методом (рис. 5.6).

Моделювання обертаючого моменту M_z здійснювалося шляхом коригування значень P_{y_i} , прикладених у вузлах перетинів СЕМ, розташованих в площинах лонжеронів. Для цього до значень зазначених вузлових навантажень прикладалися додаткові навантаження ΔP_{y_i} , величина яких визначалася за формулою:

$$\Delta P_{y_i} = \pm \frac{M_{z_i}}{B_i}$$

Для навантажень P_{y_i} , прикладених у вузлах СЕМ переднього лонжерона, значення ΔP_{y_i} позитивні, для навантажень P_{y_i} , прикладених у вузлах СЕМ заднього лонжерона, негативні. Сумарні значення навантажень в перетинах при цьому не змінюються.

Схема застосування вузлових навантажень представлена на рис. 5.7:

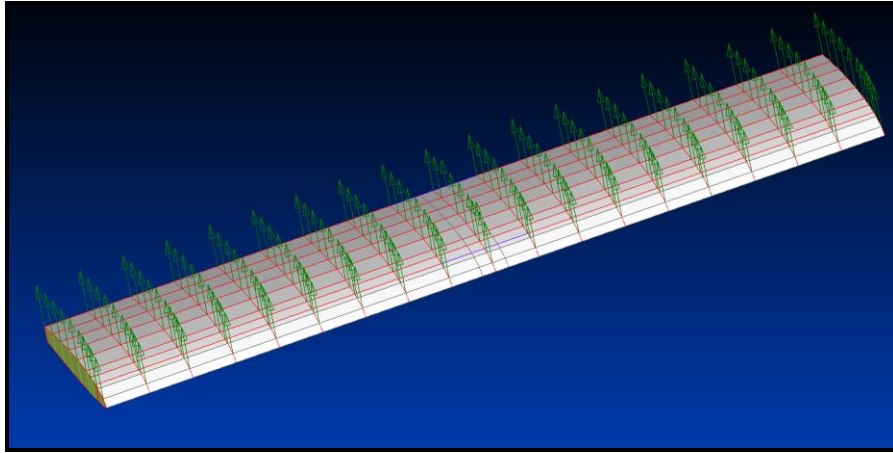


Рис. 5.7. Схема застосування вузлових навантажень.

5.3. Аналіз результатів розрахунку напружено-деформованого стану

Результати розрахунку НДС ВЧК по МСЕ представлені у вигляді епюр розподілу нормальних і дотичних напружень в силових елементах конструкції. Окремо вказуються величини максимальних напружень та місця їх локалізації. Аналіз НДС моделей шарнірних стиків не проводився.

5.3.1. Аналіз напруг в обшивці ВЧК.

Результати розрахунку НДС обшивки ВЧК представлені у вигляді епюр нормальних і дотичних напружень на рис. 5.8÷5.9.

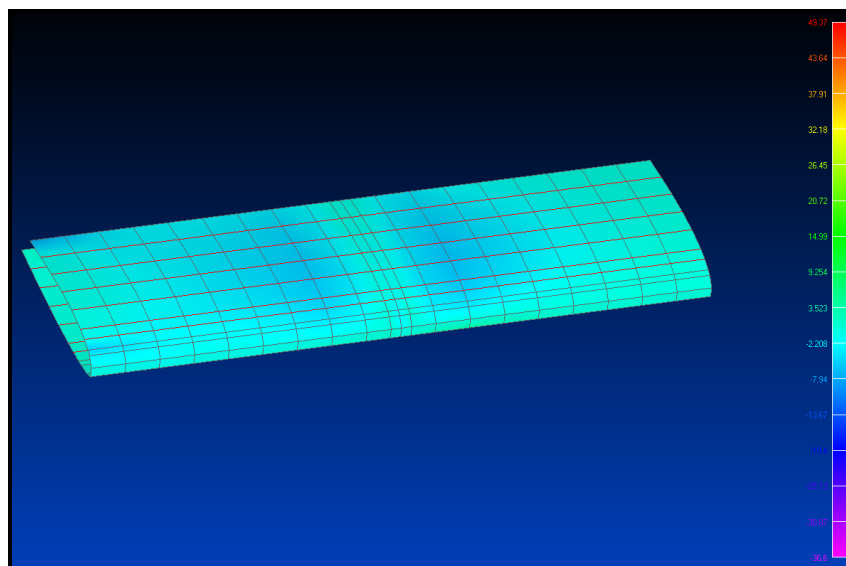


Рис. 5.8. Розрахункова епюра нормальних напружень у верхній обшивці ВЧК.

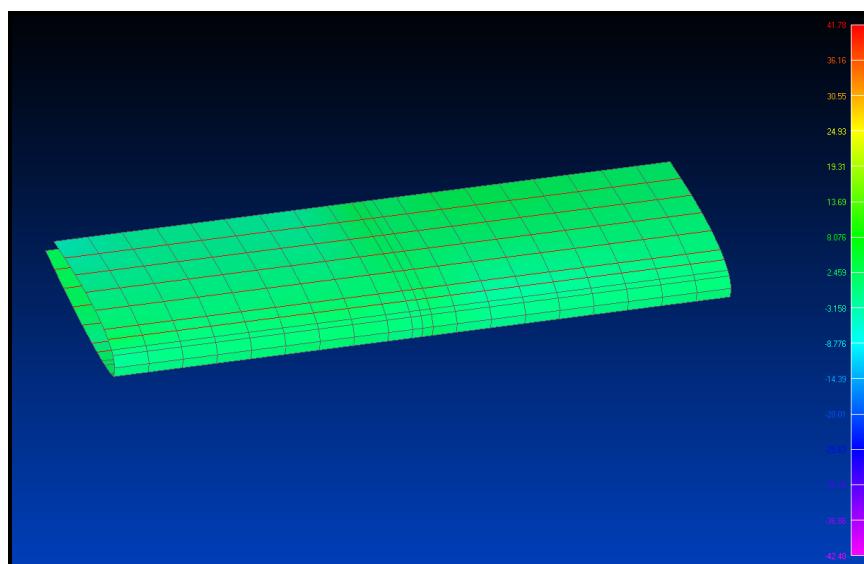


Рис. 5.9. Розрахункова епюра дотичних напружень у верхній обшивці ВЧК.

Максимальні значення нормальних напружень локалізовані в кореневій зоні кріплення підкоса та дорівнюють, відповідно, 20 кГ/мм^2 для розтягнутої зони та -7 кГ/мм^2 для стислої. Максимальні абсолютні значення дотичних напружень локалізовані в проміжку між 5-ою і 6-ою нервюрами ВЧК і складають 8 кГ/мм^2 .

5.3.2. Аналіз напруг в нерв'юрах

Результати розрахунку НДС нерв'ю ВЧК представлені у вигляді епюр нормальних напружень на рис. 5.10÷5.11.

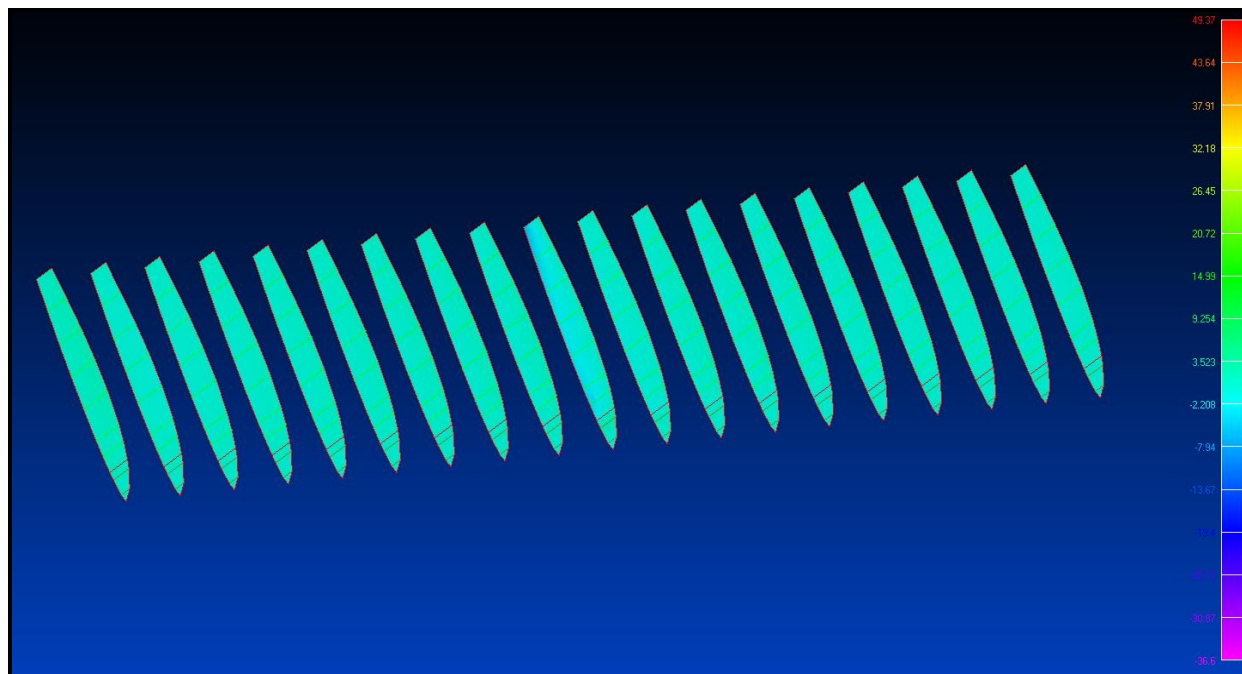


Рис. 5.10. Нормальні напруги в нерв'юрах

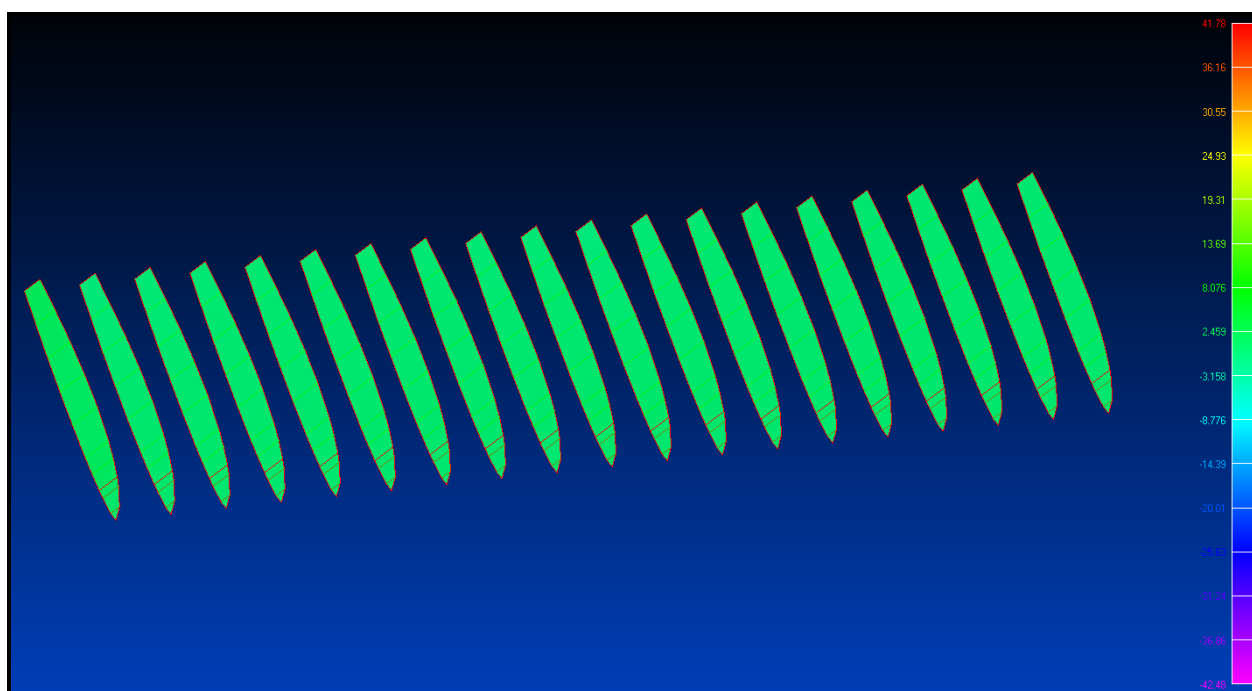


Рис. 5.11. Дотичні напруження в нерв'юрах

Максимальні стискаючі напруги дорівнюють -2.5 кГ/мм^2 . Максимальні значення дотичних напружень дорівнюють 8 кГ/мм^2 .

5.3.3. Аналіз напруг в лонжеронах

Результати розрахунку НДС переднього і заднього лонжеронів ВЧК представлені у вигляді епюр нормальних і дотичних напружень на рис. 5.12÷5.13.

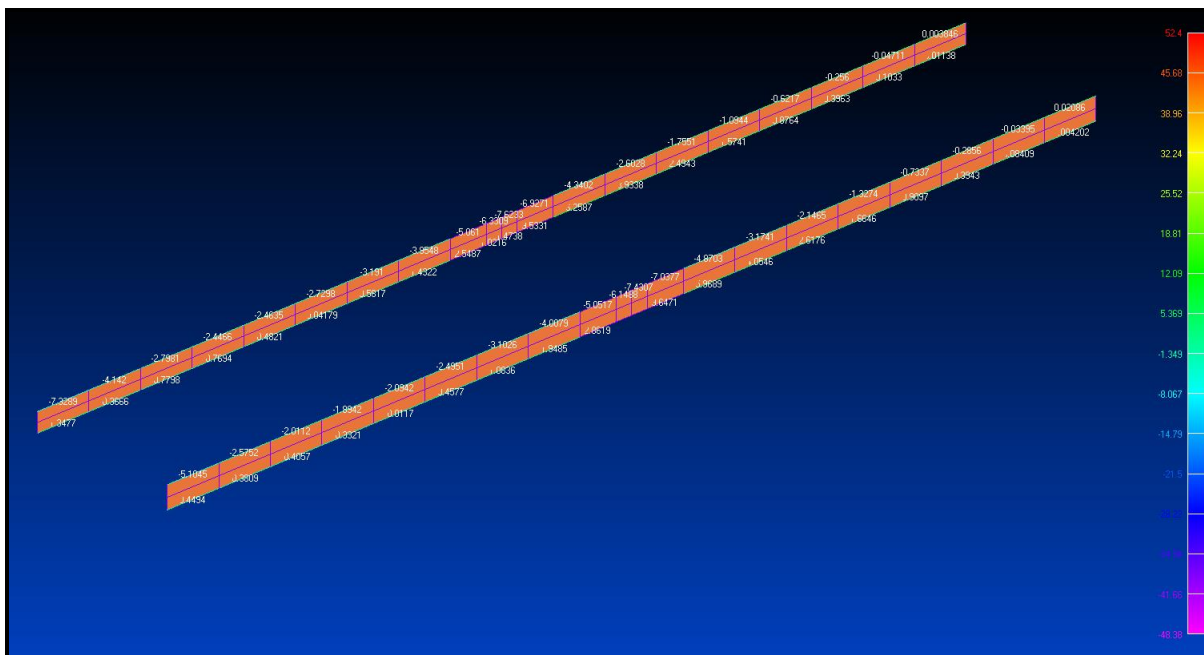


Рис. 5.12. Розрахункова епюра нормальних напружень в поясах лонжеронів.

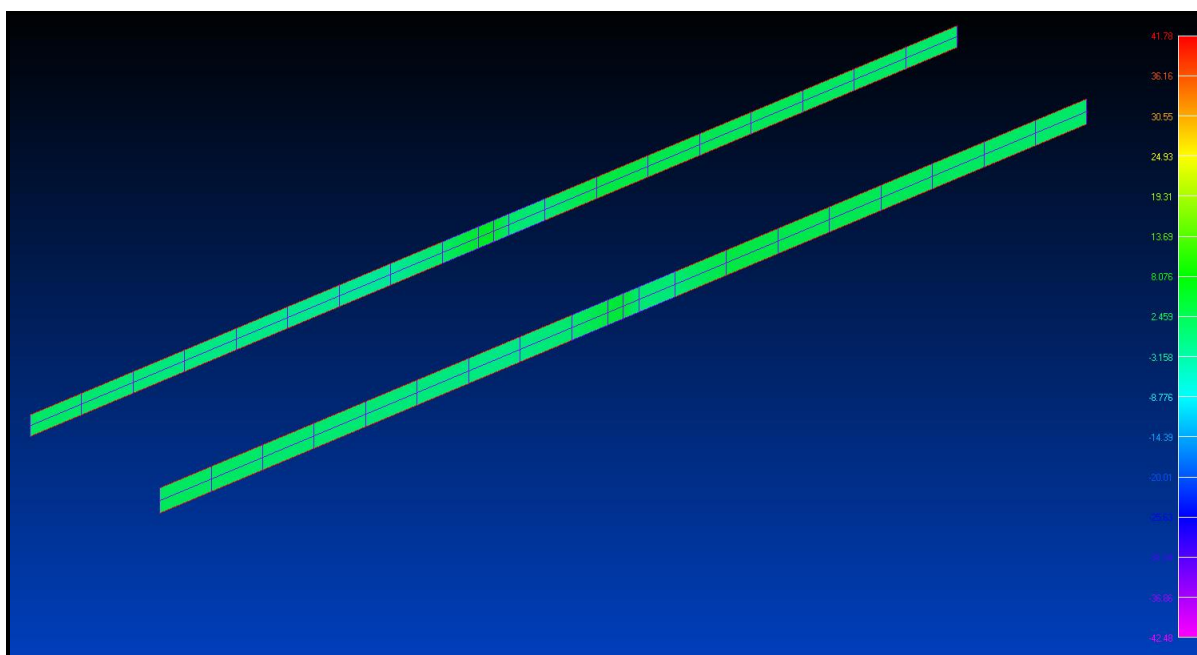


Рис. 5.13. Розрахункова епюра дотичних напружень в стінках лонжеронів.

Максимальні значення нормальних напружень локалізовані в поясах лонжеронів, в зоні кріплення підкоса, і складають, відповідно, 4.5 кГ/мм^2 для нижнього поясу та -7.64 кГ/мм^2 для верхнього поясу.

Максимальні абсолютні значення дотичних напружень локалізовані в стінці заднього лонжерона і складають 8.6 кГ/мм^2 .

5.3.4. Аналіз напруг в підкосі.

Результати розрахунку НДС підкоса представлені у вигляді епюр нормальних і дотичних напружень на рис.5.14÷5.15. Аналіз НДС нервюр проведено з метою оцінки концентрації напружень в зонах кріплення до фюзеляжу і ВЧК.

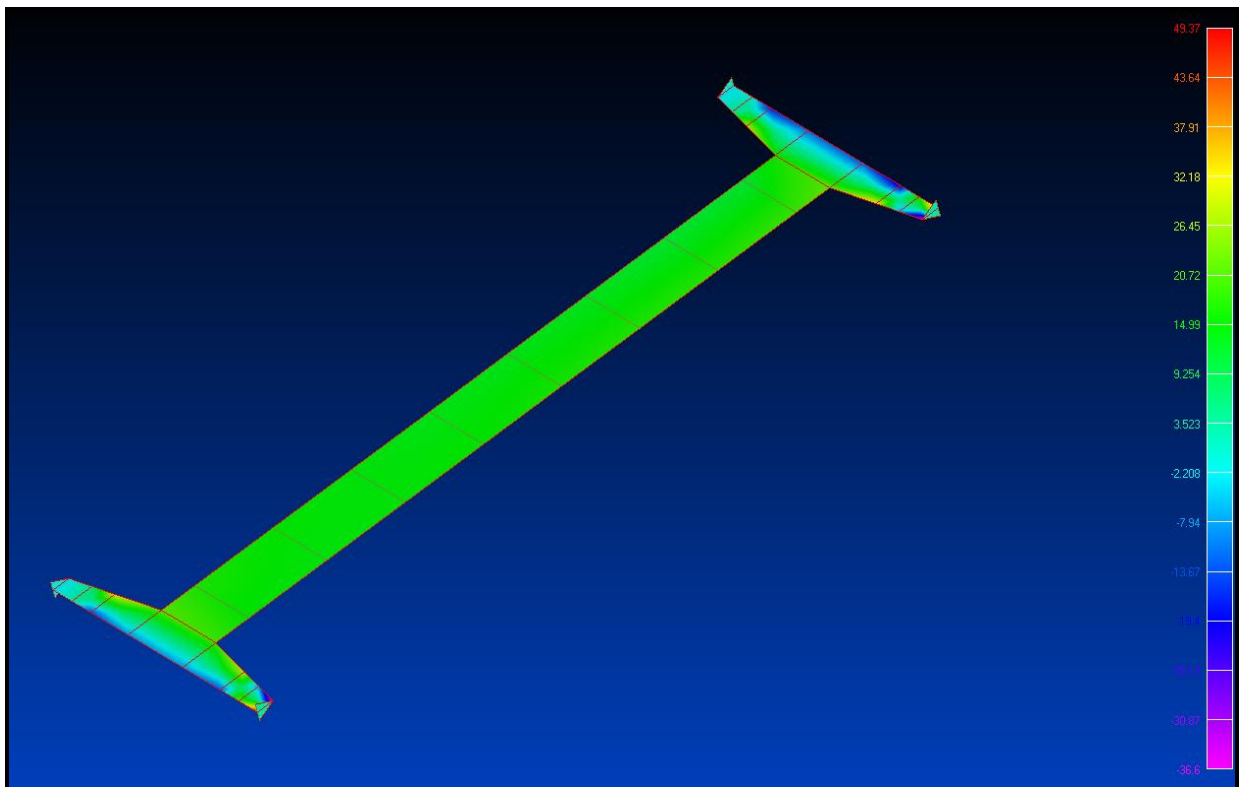


Рис. 5.14. Розрахункова епюра нормальних напружень в підкосі.

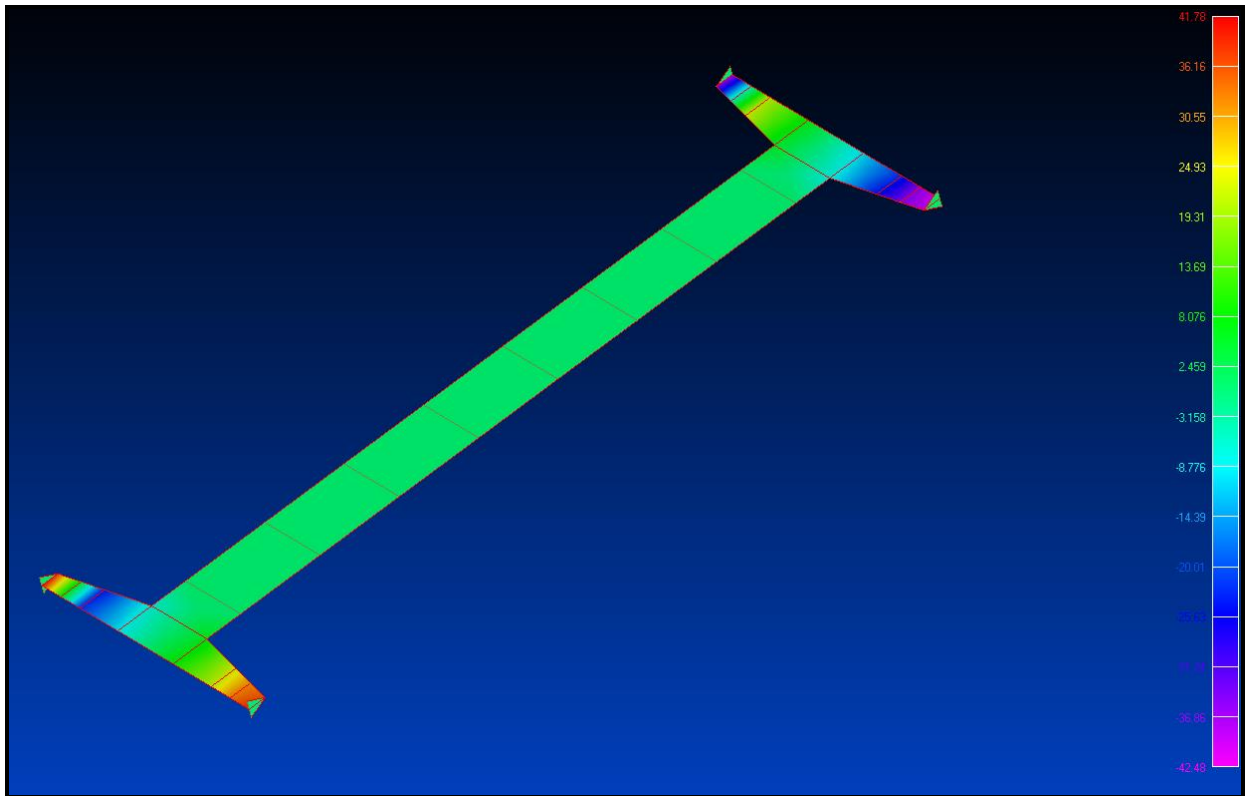


Рис. 5.15. Розрахункова епюра дотичних напружень в підкосі.

Максимальна розтягуюча напруга прикладена в середній частині підкоса і становить 20.7 кГ/мм^2 . Максимальна стискаюча напруга прикладена в кінцевих зонах і становить -8 кГ/мм^2 . Максимальні дотичні напруження локалізовані в зонах стиків і складають 39.5 кГ/мм^2 .

5.3.5. Аналіз напруг в шпангоутах

Результати розрахунку НДС шпангоутов представлені у вигляді епюр нормальних і дотичних напружень на рис. 5.16 ÷ 5.17.

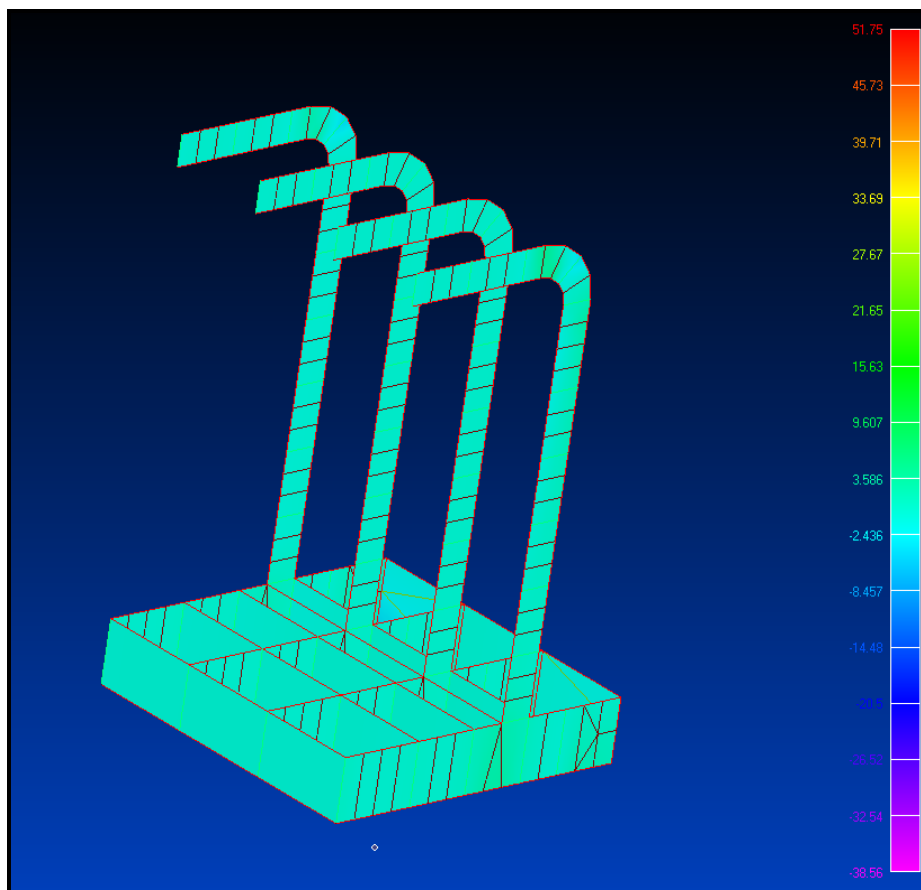


Рис. 5.16. Розрахункова епюра нормальних напружень в шпангоутах.

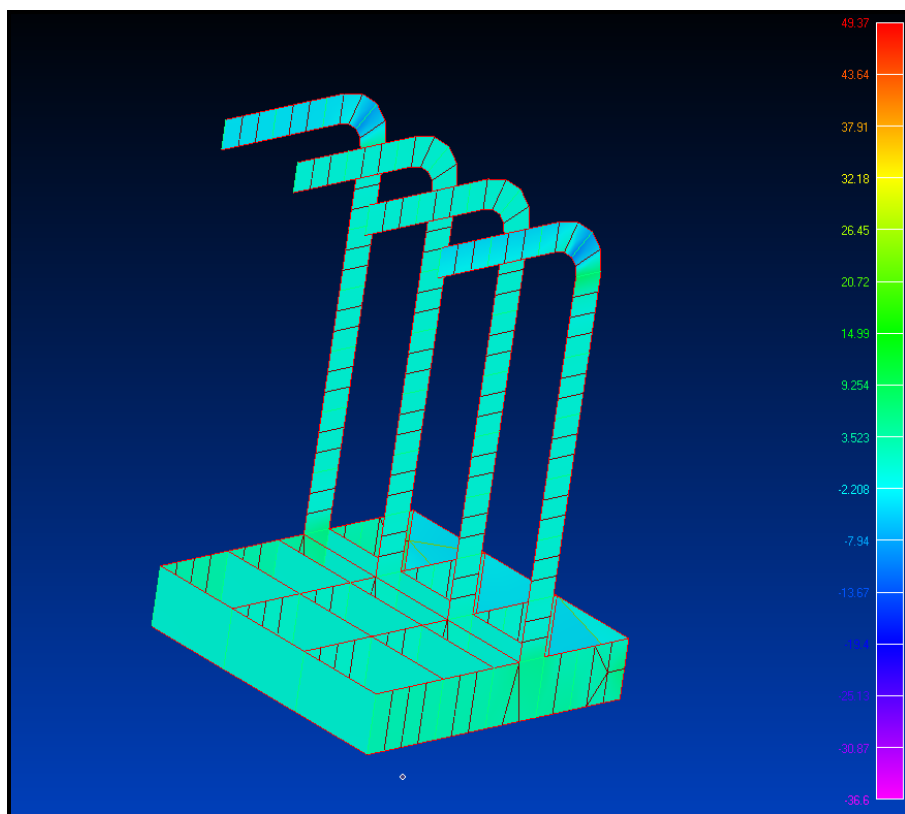


Рис. 5.17. Розрахункова епюра дотичних напружень в шпангоутах.

Максимальні значення нормальних напружень локалізовані в поясах лонжеронів, в зоні кріплення крила, і складають, відповідно, 8.5 кГ/мм^2 для внутрішнього поясу та -7.64 кГ/мм^2 для зовнішнього поясу.

Максимальні абсолютні значення дотичних напружень локалізовані в зоні підлоги вантажної кабіни і складають 8.6 кГ/мм^2 .

5.3.6. Аналіз напруг в обшивці ВЧК.

Результати розрахунку НДС обшивки ВЧК представлені у вигляді епюр нормальних і дотичних напружень на рис. 5.18÷5.19.

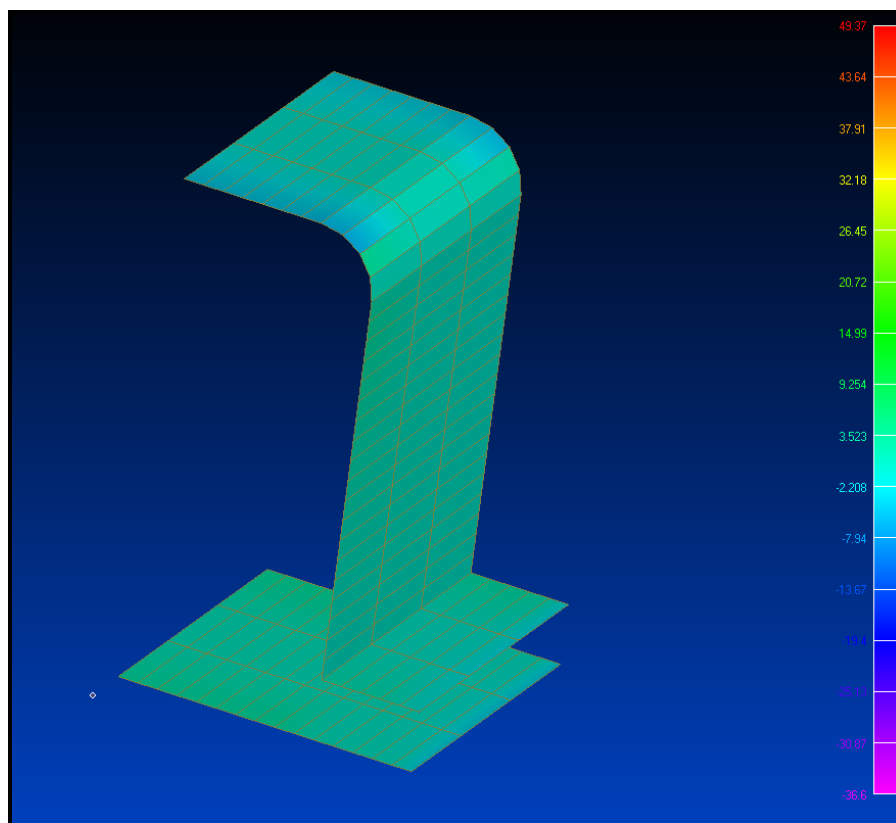


Рис. 5.18. Розрахункова епюра нормальних напружень в обшивці фюзеляжу.

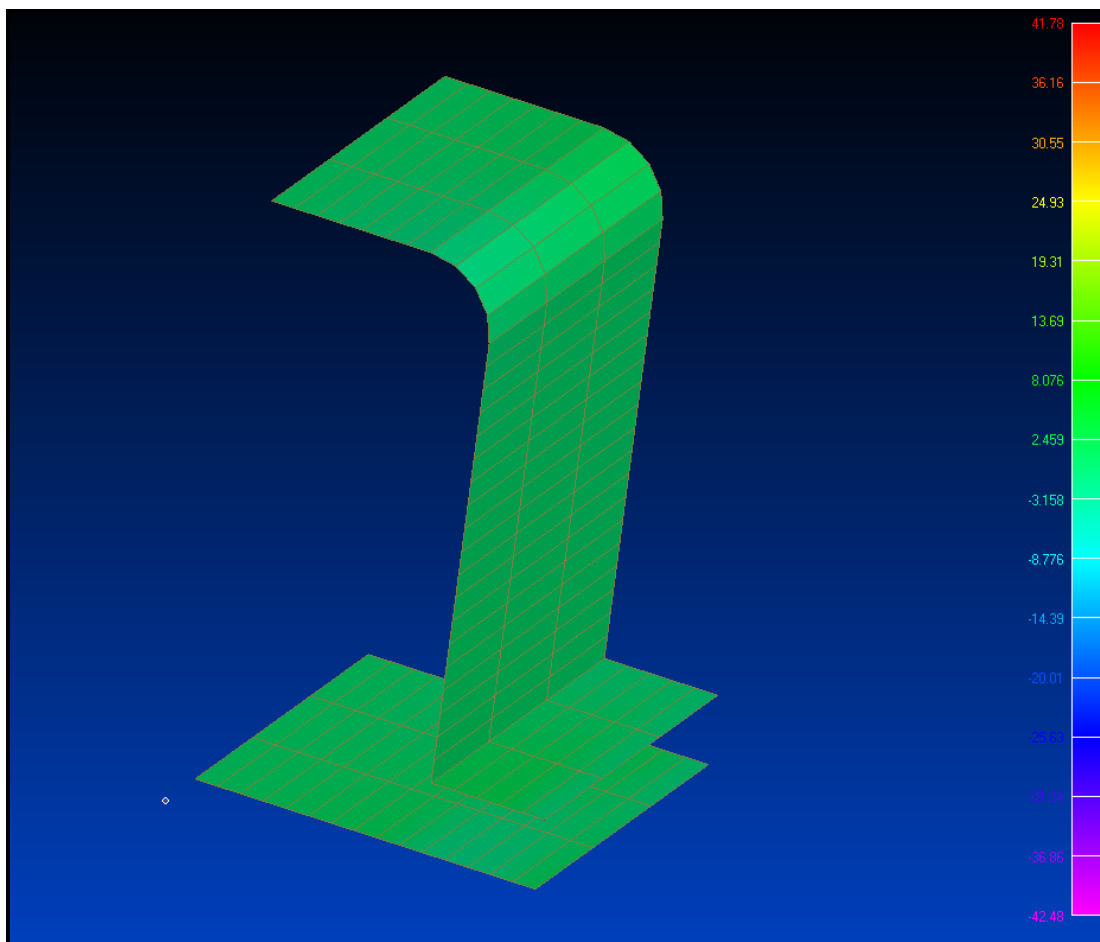


Рис. 5.19. Розрахункова епюра дотичних напружень в обшивці фюзеляжу

Максимальні значення нормальних напружень локалізовані в зоні кріплення ВЧК та є рівними, відповідно, 20 кГ/мм^2 для розтягнутої зони і -7 кГ/мм^2 для стислої. Максимальні абсолютні значення дотичних напружень локалізовані в проміжку між 2-им та 3-ім шпангоутами і складають 8 кГ/мм^2 .

5.3.7. Аналіз деформацій ВЧК.

Результати розрахунку деформацій конструкції ВЧК представлені у вигляді епюри абсолютних переміщень вузлів СЕМ на рис. 5.20.

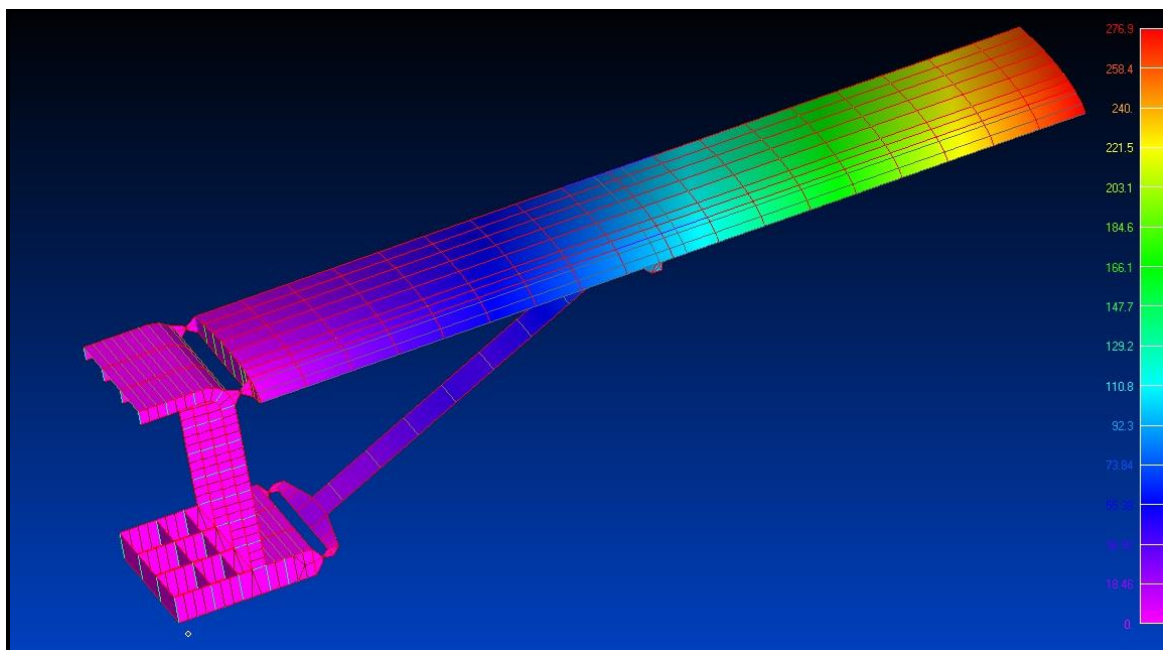


Рис. 5.20. Розрахункова епюра деформацій крила з підкосом.

Максимальні розрахункові значення вертикальних деформацій локалізовані в зоні кінцевої нервюри ВЧК і складають $\Delta Y = 277$ мм.

5.4. Висновки

На підставі аналізу розрахункових напруг в структурі СЕМ ВЧК, представлених у вигляді епюр на рис.5.8÷5.20, можна зробити наступні висновки:

- максимальні значення розтягуючих напруг не перевищують допустимих значень для обраного матеріалу і добре збігаються зі значеннями напруг, отриманими за допомогою інтегральних методів розрахунку;
- максимальні значення стискаючих напруг не перевищують критичних значень втрати стійкості для елементів поздовжнього набору і добре збігаються зі значеннями напруг, отриманими за допомогою інтегральних методів розрахунку;
- вибрані параметри елементів поздовжнього набору ВЧК відповідають умовам міцності авіаційних конструкцій.

6. Перспективи подальшого розвитку напрацьованих наукових результатів

6.1. Аналіз трудомісткості

В результаті використання об'єктно-орієнтованої ІТ була розроблена СЕМ кесона крила з підкосом. Запропонований метод автоматизованого проектування дозволив виконати синтез СЕМ об'ємом 1905 вузлів і 2883 СЕ (рис.5.1) за 1 робочий день (8 робочих годин). При цьому час, витрачений на синтез структур СЕМ 6-ти шарнірних стиків, склало ~ 0.5 год. В результаті проведених досліджень встановлено, що тривалість процесу синтезу аналогічної СЕМ стандартними засобами САЕ-систем, з урахуванням часу, необхідного на отримання необхідних вихідних даних, становить не менше 15 робочих днів (120 робочих годин). З них, час, що витрачається на синтез структур СЕМ 6-ти шарнірних стиків, становить, з урахуванням розрахунку координат вузлів, ~ 3 робочих дні (24 робочих години). Таким чином, запропонований метод автоматизованого проектування дозволив в 15 разів скоротити тривалість моделювання конструкції крила з підкосом, що дає можливість збільшити кількість варіантів конструктивних рішень, а отже, якість проектування.

Подальшим розвитком запропонованої ІТ буде розробка методів автоматизованого аналізу НДС конструкції крила з підкосом і оптимізації її структури і жорсткісних параметрів силових елементів.

6.2. Висновки

На підставі результатів аналізу трудомісткості можливо зробити наступні висновки:

- використання запропонованого методу дозволяє суттєво прискорити процес проектування;
- зменшення кількості "ручних" операцій зменшує вірогідність появи помилок у розрахунках.

7. Перспективи подальшого розвитку. Стартап-проект

Розробка та виведення стартап-проекту на ринок передбачає здійснення низки кроків, в межах яких визначають ринкові перспективи проекту, графік та принципи організації виробництва, фінансовий аналіз та аналіз ризиків і заходи з просування пропозиції для інвесторів.

Стартап-проект розроблено згідно з рекомендаціями наведених у методичних вказівках [1].

7.1 Опис ідеї проекту

Зміст ідеї, що пропонується, можливі напрямки застосування та основні вигоди, що може отримати користувач товару надані у вигляді таблиці 8.1 і дають цілісне уявлення про зміст ідеї та можливі базові потенційні ринки, в межах яких потрібно шукати групи потенційних клієнтів.

Таблиця 7.1 Опис ідеї стартап-проекту

<i>Зміст ідеї</i>	<i>Напрямки застосування</i>	<i>Вигоди для користувача</i>
Оптимальне проектування конструкції крила регіонального транспортного літака.	Проектування та виробництво транспортних літаків.	Зменшення вартості та підвищення якості проектування конструкції планеру транспортних літаків.

7.2 Технологічний аудит проекту

Застосована в магістерській дисертації методика випробувана на базі ДП "Антонов" під час проектування транспортного літака Ан-148. Реалізація запропонованого методу розрахункового проектування не потребує здійснення суттєвих додаткових витрат з боку проектно-виробничої корпорації, оскільки,

використовані в ньому засоби об'єктно-орієнтованої інформаційної технології працюють на персональних комп'ютерах під керуванням операційної системи Windows. Всі розрахунки виконуються стандартними САЕ-комплексами типу Nastran та FEMAP. Обмін даними із зазначеними комплексами здійснюється засобами об'єктно-орієнтованої інформаційної технології, яка реалізована в середовищі об'єктної СКБД "SPACE" [1].

7.3 Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту

Визначення ринкових можливостей, які можна використати під час ринкового впровадження проекту, та ринкових загроз, які можуть перешкодити реалізації проекту, дозволяє спланувати напрями розвитку проекту із урахуванням стану ринкового середовища, потреб потенційних клієнтів та пропозицій проектів-конкурентів.

Таблиця 7.2. Характеристика потенційних клієнтів стартап-проекту.

№ п/п	Потреба, що формує ринок	Цільова аудиторія (цільові сегменти ринку)	Відмінності у поведінці різних потенційних цільових груп клієнтів	Вимоги споживачів до послуги
1.	Проектування регіональних літаків спрощеної конструкції.	Приватні підприємства, що спеціалізуються на проектуванні та виробництві одиночних або дрібносерійних зразків авіаційної техніки.	Можливість використовувати існуючі засоби проектування, у тому числі існуюче комп'ютерне обладнання.	Вартість і строки проектування, ступінь технологічності проекту.
2.	Ремонт планеру регіонального транспортного	Приватні підприємства, що спеціалізуються на ремонті та модернізації	Можливість оперативно проводити контрольні розрахунки впливу	Вартість і строки проведення ремонту та доробки

	о літака.	одиначних зразків авіаційної техніки.	змін, що вносяться до конструкції літального апарату, на характеристики її міцності.	конструкції, ступінь технологічності проекту.
3.	Проектування збірних конструкцій ферменого типу.	Приватні підприємства, що спеціалізуються на проектуванні та виробництві та ремонті складних конструкцій ферменого типу.	Можливість використовувати існуючі засоби проектування, у тому числі існуюче комп'ютерне обладнання.	Вартість і строки проектування, ступінь технологічності проекту.

Фінальним етапом ринкового аналізу можливостей впровадження проекту є складання SWOT-аналізу (матриці аналізу сильних (Strength) та слабких (Weak) сторін, загроз (Troubles) та можливостей (Opportunities), пов'язаних з його здійсненням.

Перелік ринкових загроз та ринкових можливостей складається на основі аналізу факторів загроз та факторів можливостей маркетингового середовища. Ринкові загрози та ринкові можливості є наслідками (прогнозованими результатами) впливу факторів, і, на відміну від них, ще не є реалізованими на ринку та мають певну ймовірність здійснення. Наприклад: зменшення кількості підприємств, які спеціалізуються на проектуванні та виготовленні одиначних або дрібносерійних зразків авіаційної техніки, викликане кризовими явищами у світовій економіці - фактор загрози, на підставі якого можна зробити прогноз щодо зменшення попиту на нові зразки регіональних літаків, що призведе до відносного збільшення попиту на інформаційні системи, що забезпечують проведення оперативних розрахунків в процесі ремонту і модернізації готових зразків авіаційної техніки. SWOT-аналіз стартап-проекту представлений в таблиці 7.3.

Таблиця 7.3. SWOT- аналіз стартап-проекту.

Сильні сторони: можливість суттєво підвищити оперативність нестандартних розрахунків конструкцій на базі існуючих засобів.	Слабкі сторони: потребує підвищення кваліфікації персоналу конструкторських підрозділів.
Можливості: оперативні проектування або модернізація зразків авіаційної техніки індивідуально для кожного клієнта.	Загрози: кризові явища в економіці, які можуть привести до спаду в авіаційній галузі.

7.4. Розробка ринкової стратегії проекту

Розробка ринкової стратегії першим кроком передбачає визначення стратегії охоплення ринку: опис цільових груп потенційних споживачів.

Споживачами проекту обрано приватні підприємства, що спеціалізуються на проектуванні та виробництві одиночних або дрібносерійних зразків авіаційної техніки, а також на ремонті та модернізації одиночних зразків авіаційної техніки. Крім того, потенційними споживачами можуть бути приватні підприємства, що спеціалізуються на проектуванні та виробництві та ремонті складних конструкцій ферменого типу. Оскільки проект зосереджується на декількох сегментах, обрано стратегію диференційованого маркетингу. Для роботи в обраних сегментах ринку необхідно сформулювати базову стратегію розвитку (Таблиця 7.4).

Таблиця 7.4. Базова стратегія розвитку.

Обрана альтернатива розвитку проекту	Стратегія спеціалізації (передбачає концентрацію на потребах одного цільового сегменту, без прагнення охопити увесь ринок. Мета тут полягає в задоволенні потреб вибраного цільового сегменту краще, ніж конкуренти. Така стратегія може спиратися на лідерство по витратах у рамках сегменту спеціалізованого програмного забезпечення. Проте низька ринкова доля у разі невдалої реалізації стратегії може істотно підірвати конкурентоспроможність компанії.)
Стратегія охоплення ринку	Стратегія повного охоплення ринку (компанія прагне задовольнити потреби ринку в цілому. Ця стратегія може бути реалізована шляхом універсального програмного забезпечення).

Ключові конкурентоспроможні позиції відповідно до обраної альтернативи	Покращення та здешевлення одиничних проектних розрахунків, що складають значну частину від загальної трудомісткості процесу проектування, особливо в нестандартних ситуаціях..
Базова стратегія розвитку	Стратегія концентрованого зростання (стратегія, яка пов'язана зі зміною продукту і (або) ринку. У разі дотримання стратегії компанія поліпшує існуючу конструкцію або починає виробляти нову, не змінюючи при цьому її цільового призначення. Що стосується ринку, то компанія шукає можливості поліпшення свого становища на існуючому, українському, ринку або ж переходу на новий ринок).

Наступним кроком є вибір стратегії конкурентної поведінки (Таблиця 7.5).

Таблиця 7.5. Вибір стратегії конкурентної поведінки.

Чи є проект «першопрохідцем» на ринку?	Чи буде компанія шукати нових споживачів, або забирати існуючих у конкурентів?	Чи буде компанія копіювати основні характеристики товару конкурента, і які?	Стратегія конкурентної поведінки
Так	Так	Ні	Стратегія наслідування лідеру

Стратегія лідерства по витратах передбачає, що компанія за рахунок чинників внутрішнього і/або зовнішнього середовища може забезпечити більшу, ніж у конкурентів маржу між собівартістю товару і середньоринковою ціною (або ж ціною головного конкурента). Зокрема, ця стратегія припускає, що за рахунок великих можливостей по об'ємах збуту товарів (портфеля укладених контрактів на постачання) і продуктивності підприємство може добитися менших витрат. Ця стратегія зазвичай тісно пов'язана з можливістю досягнення ефекту масштабу і досвіду. Компанії, що вибирають цю стратегію, проводять ретельний контроль за постійними витратами, знижують виробничі, збутові і рекламні витрати, проводять інвестиції, спрямовані на зменшення витрат, ретельне опрацювання конструкції нових товарів. [1]

Переваги стратегії за Ж.-Ж. Ламбенон [1] :

- фірма здатна протистояти своїм прямим конкурентам навіть у разі цінової війни і в змозі отримувати прибуток при ціні, мінімально допустимій для конкурентів;
- сильні клієнти не можуть добитися зниження ціни нижче рівня, прийнятного для найбільш сильного конкурента;
- низькі витрати забезпечують захист проти сильних постачальників, оскільки дають фірмі велику гнучкість у разі підвищення вхідних витрат;
- низькі витрати створюють бар'єр входу для нових конкурентів і одночасно хороший захист проти товарів-замінників.

В ході конкурентної боротьби з використанням цієї стратегії з ринку вимушені будуть піти фірми, менш ефективні з точки зору величини і структури витрат, нездібні до проведення технологічних новацій, спрямованих на зниження витрат.

7.5 Розробка маркетингової програми стартап-проекту

Першим кроком є формування маркетингової концепції товару, який отримає споживач. Для цього у таблиці 7.6 підсумуємо результати попереднього аналізу конкурентоспроможності товару.

Таблиця 7.6. Визначення ключових переваг концепції потенційного товару.

Потреба	Вигода, яку пропонує товар	Ключові переваги перед конкурентами (існуючі або такі, що потрібно створити)
Підвищення ефективності проектування літака.	Менша ціна та більша ефективність в порівнянні з конкурентами.	Використання прогресивних об'єктно-орієнтованих технологій керування даними в процесі проектних розрахунків.

Останньою складовою маркетингової програми є розроблення концепції маркетингових комунікацій, що спирається на попередньо обрану основу для позиціонування, визначену специфіку поведінки клієнтів.

Реклама і просування послуг, що надаються в рамках проекту, включають в себе:

- прямий маркетинг;
- особистий продаж;
- адресна розсилка пропозиції потенційним клієнтам;
- створення відео презентації;
- об дзвін потенційних клієнтів;
- виставки та інші заходи для просування продукту.

Основний акцент в проведенні рекламної кампанії ставиться на безпосередньому інформуванні потенційних клієнтів, з періодичною участю у різноманітних виставках, авіашоу та з використанням контекстної реклами в інтернеті.

7.6 Очікувана ефективність стартап-проекту

Оскільки стартап є інноваційним проектом, до нього можна застосувати існуючі показники оцінки ефективності такого проекту.

Для проведення розрахунків ефективності за проектом необхідно:

- визначити статті доходів, що визначаються бізнес-моделлю стартапу і прогнозованими обсягами продажів;
- розбити витрати за проектом на постійні та змінні.

Дохід:

- продаж програмних продуктів;
- авторське супроводження програмних продуктів.

При цьому, на відміну від звичайних ІТ, використання об'єктно-орієнтованої ІТ дає можливість запропонувати потенційним клієнтам три варіанти продажу ПЗ:

1. Продаж класів об'єктів без можливості наслідування та внесення змін до програмного коду або структури даних класу.
2. Продаж класів об'єктів з наданням клієнту можливості наслідування класів, але без можливості внесення змін до програмного коду або структури даних класу.
3. Передача клієнту у відкритому вигляді вихідного коду класу, з можливістю наслідування та внесення змін до програмного коду або структури даних класу.

До постійних витрат відносяться ті витрати, загальна сума яких за певний час не залежить від кількості проданих екземплярів програмного продукту, а саме:

- реклама;
- зарплата постійних працівників компанії (інженери-програмісти, маркетингологи, особи, які проводять навчання методам використання придбаного програмного забезпечення).

Змінні витрати представляють собою витрати, загальна сума яких за певний час залежить від обсягу виготовленої продукції, а саме:

- амортизація вартості розробки об'єктно-орієнтованої системи SPACE;
- амортизація вартості розробки класу об'єкту, який забезпечує обмін даними із САЕ-системами Nastran та FEMAP;
- витрати на електроенергію;
- зарплата програмістів, які працюють в режимі Freelance.

При отриманні необхідного фінансування ми будемо мати наступну фінансову ситуацію, при розробці класів об'єктно-орієнтованої системи SPACE:

Постійні витрати:

- 1 000 грн/міс. - реклама;
- 50 000 грн/міс. - зарплата постійних працівників компанії (провідний інженер-програміст, маркетолог, особа, яка проводить навчання методам використання придбанного програмного забезпечення).

При розрахунку фонду заробітної плати було враховувано, що маркетолог, який просуває на ринок програмні продукти, що мають відносно невелику вартість, часто одночасно виконує функції особи, яка проводить навчання методам використання придбанного програмного забезпечення.

Змінні витрати на виробництво одного екземпляру класа:

- 180 грн. - електроенергія (виходячи з того, що для розробки та відлагодження класу потрібно, в середньому, 2 місяці роботи);
- 5 000 грн - зарплата програмістів, які працюють в режимі Freelance.
- 2 000 грн - амортизація вартості розробки об'єктно-орієнтованої системи SPACE;
- 400 грн - амортизація вартості розробки класу об'єкту, який забезпечує обмін даними із САЕ-системами Space та FEMAP.

Дохід:

- 10 000 грн. - відпускна вартість одного класу об'єкта у разі продажу без можливості наслідування та внесення змін до програмного коду або структури даних класу + пдв 2 000 грн;
- 15 000 грн. - відпускна вартість одного класу об'єкта у разі продажу з наданням клієнту можливості наслідування класу, але без можливості внесення змін до програмного коду або структури даних класу + пдв 3 000 грн;
- 25000 грн. - відпускна вартість одного класу об'єкта у разі передачі клієнту у відкритому вигляді вихідного коду класу, з можливістю наслідування та внесення змін до програмного коду або структури даних класу + пдв 5 000 грн.

Обсяги виробництва продукції на перші 5 місяців наведено в таблиці 7.7.

Таблиця 7.7. Обсяги виробництва продукції.

Показник	Значення по місяцях, тис. грн.				
	1	2	3	4	5
Загальна потреба в продукції, шт.	2	3	5	10	14
Ціна одного програмного пакету тис. грн.	12/15/25	12/15/25	12/15/25	12/15/25	12/15/25
Річні обсяги випуску в вартісних показниках (тис. грн.)	24/36/60	36/54/90	60/90/150	96/144/240	120/180/300

Визначимо витрати, необхідні для реалізації поточної діяльності за проектом (таблиця 7.8).

Таблиця 7.8. Виробничі витрати.

№ з/п	Стаття витрат	Сукупні витрати за період місяців, тис. грн.				
		1	2	3	4	5
1	Загальногосподарські витрати, оплата плаці постійного персоналу	50	50	50	50	50
	Витрати на збут, просування та рекламу	1	1	1	1	1
2	Витрати на матеріальні ресурси (амортизація, електроенергія)	4,8	7,2	12,0	19,2	24,0
3	Витрати на оплату праці	5	5	5	5	5
Разом:		60,8	63,2	68,0	75,2	80,0

Точка беззбитковості відображає обсяг виробництва інноваційної продукції, при досягненні якого вручка від реалізації покриває сумарні витрати на її виробництво. Розрахунок точки беззбитковості року проводиться за формулою:

$$Tб = \frac{C}{(P - V)} \quad (7.1)$$

де C – постійні витрати на весь обсяг продукції (ті, які не залежать від обсягу виробництва продукції), P – ціна одиниці продукції, V – змінні витрати на одиницю продукції.

Таким чином, в залежності від варіанту продажу, точка беззбитковості становить:

$$Tб\ 1 = 51/(14 - 9,8) = 12,1 \text{ (пакетів)}$$

$$Tб\ 2 = 51/(18 - 9,8) = 6,2 \text{ (пакетів)}$$

$$Tб\ 3 = 51/(30 - 9,8) = 2,5 \text{ (пакети)}$$

Наочні графіки ефективності проекту наведені на рис. 7.1 - 7.3.

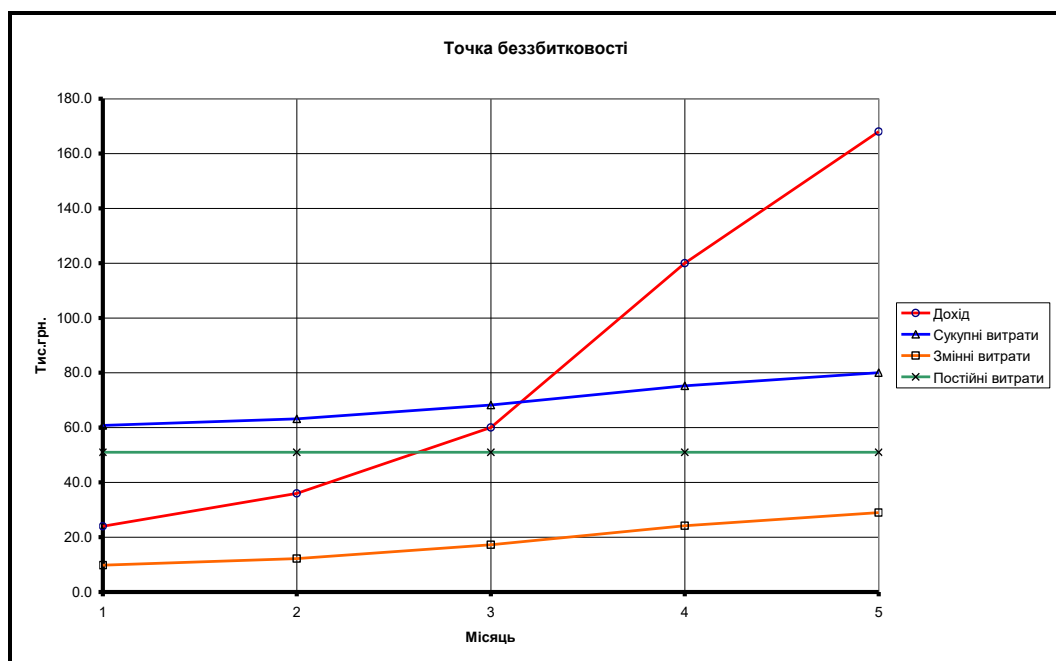


Рис. 7.1 Точка беззбитковості проекту (вар.1)

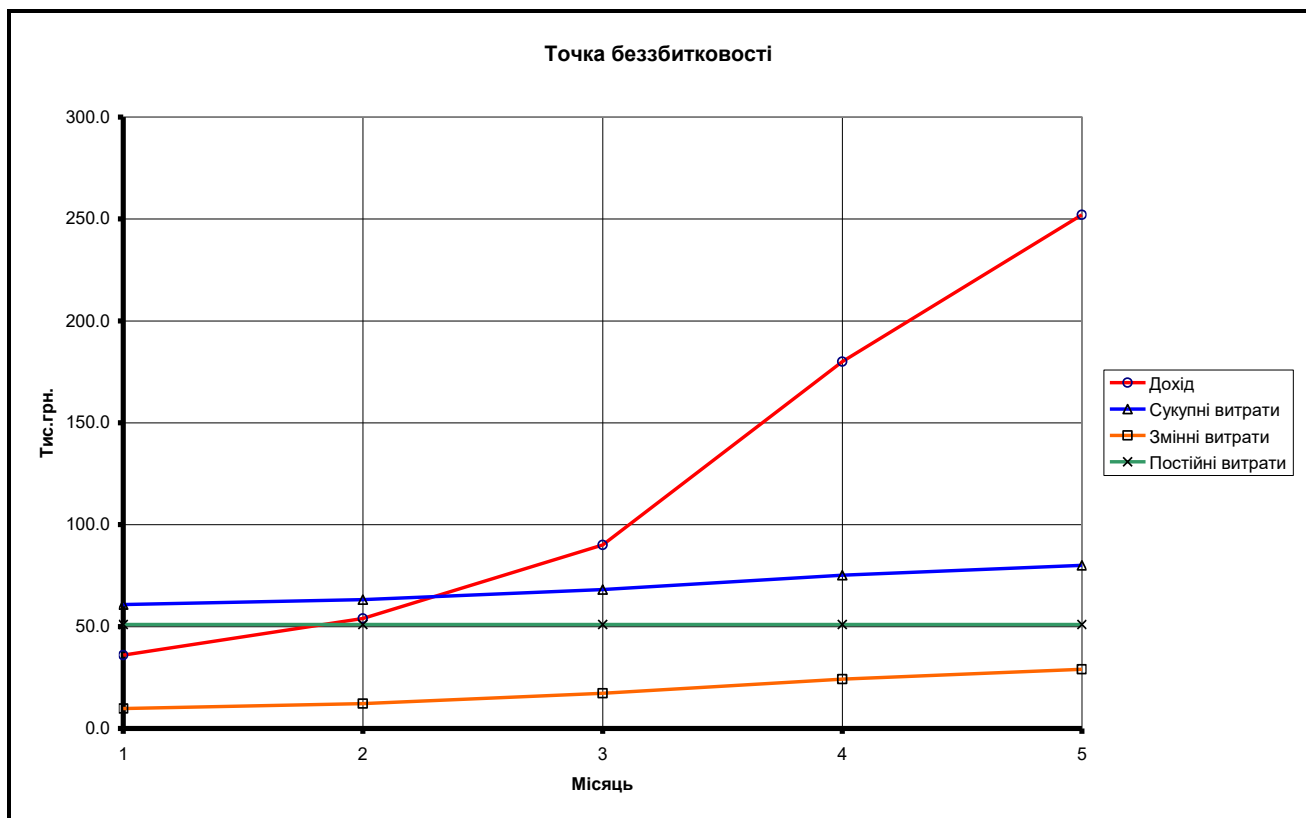


Рис. 7.2 Точка беззбитковості проекту (вар.2)

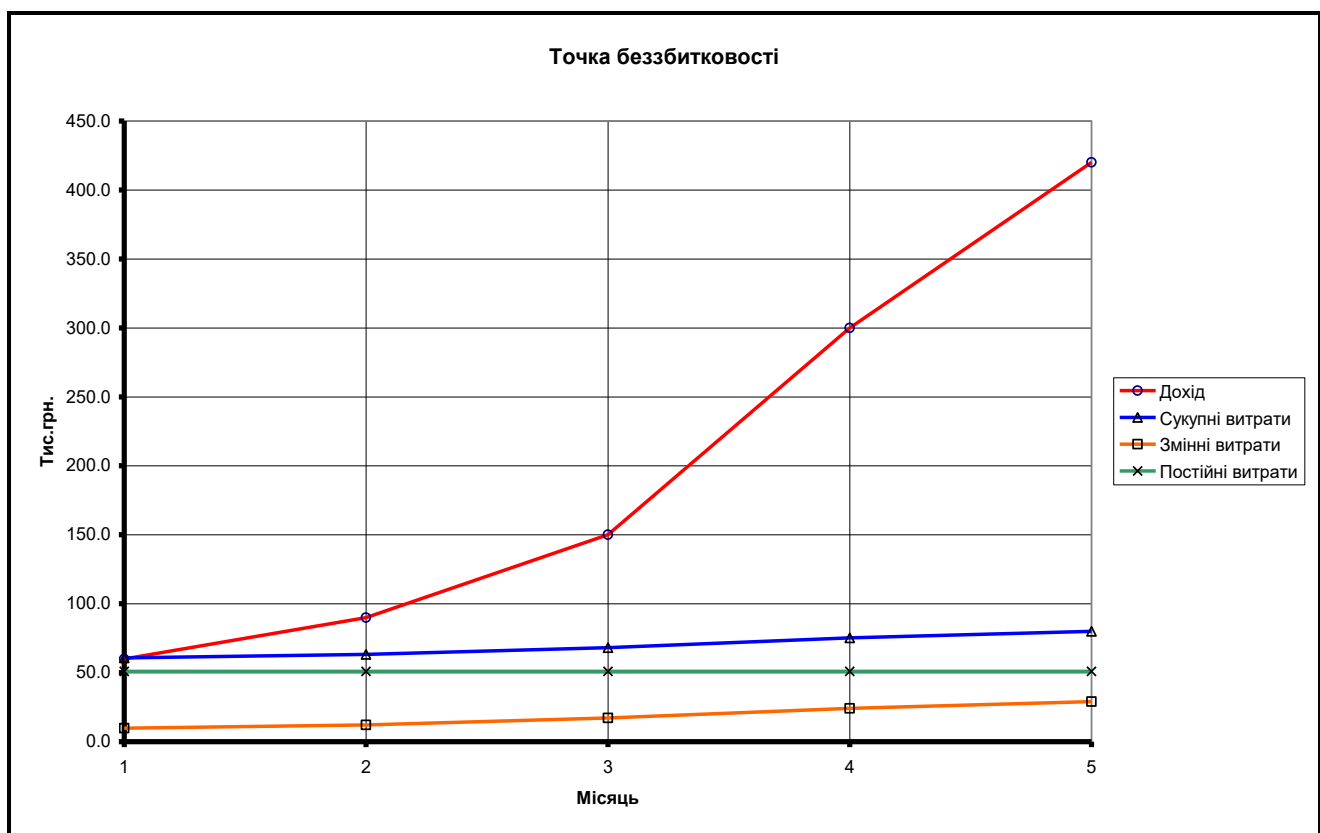


Рис. 7.3 Точка беззбитковості проекту (вар.3)

Визначимо формування грошового потоку від реалізації проекту.

Чистий дисконтований дохід (NPV, Net Present Value) – це різниця між надходженнями за весь період інноваційного проекту та інвестиціями в проект. Розрахунок чистого дисконтованого доходу наведений в таблиці 7.9.

Таблиця 7.9 – Формування грошового потоку від реалізації проекту

№	Показник	Значення по місяцях					Разом
		1	2	3	4	5	
1	Надходження від проекту (виручка від реалізації продукції, послуг) (D)	24/36/60	36/54/90	60/90/150	120/180/300	168/252/420	408/612/1020
2	Загальні витрати (I)	60,8	63,2	68	80	89,6	361,6
3	Грошовий потік (3 = 1 – 2) (CF)	-36,8/ -24,8/ -0,8	-27,2/ -9,2/ 26,8	-8/22/82	40/100/ 220	78,4/ 162,4/ 330,4	46,4/ 250,4/ 658,4 (NPV)
4	Акумуляований грошовий потік (ACF)	-36,8/ -24,8/ -0,8	-64 /-34/ 26	-72/ -12/108	-32/88/ 328	46,4/ 250,4/ 658,4 (NPV)	-

Оскільки $NPV > 0$ протягом розрахункового періоду, то даний інноваційний проект доцільно прийняти.

Індекс рентабельності інвестицій в проект (ROI, Return On Investment) характеризує рівень грошового потоку, що припадає на одиницю інноваційних витрат і обчислюється за формулою (7.2), коли інвестиція здійснюється багато разів:

$$ROI = \frac{D_t}{I_t} \quad (7.2)$$

де D_t – надходження у відповідному періоді; I_t – інвестиція у відповідному періоді.

Індекс рентабельності за 5 місяців, в залежності від варіанту продажу, становить:

$$ROI\ 1 = 408/361 = 1,13$$

$$ROI\ 2 = 612/361 = 1,7$$

$$ROI\ 3 = 1020/361 = 2,83$$

Показник $ROI > 1$, отже даний інноваційний проект доцільно прийняти. Даний критерій ROI використовують при виборі певного проекту із декількох альтернативних, у яких NPV приблизно однакові.

Період окупності інвестицій ($T_{ок}$) – це розрахунковий термін від початку реалізації проекту, починаючи з якої акумульований грошовий потік (ACF) приймає стійке позитивне значення. Іншими словами, це – період (вимірюваний в місяцях, кварталах або роках), починаючи з якого первинні вкладення та інші витрати, пов'язані з інвестиційним проектом, покриваються сумарними результатами його здійснення.

Термін окупності розраховується за формулою:

$$T = t + |ACF_{t-}| / (|ACF_{t-}| + |ACF_{t+}|) \quad (7.3)$$

де t – останній періоду реалізації проекту, при якому акумульований грошовий потік (різниця накопиченого доходу і витрат) приймає від'ємне значення; ACF_{t-} – остання від'ємна різниця накопиченого доходу та витрат (грн.); ACF_{t+} – перша позитивна різниця накопиченого доходу та витрат (грн.).

Відповідно, в залежності від варіанту продажу, термін окупності становить:

$$T1 = 4 + 32/(32 + 46,4) = 4,41$$

$$T2 = 3 + 12/(12 + 88) = 3,12$$

$$T3 = 1 + 0,8/(0,8 + 26) = 1,03$$

Для реалізації описаного стартап проекту виникає наступна потреба у

фінансуванні:

Разові витрати:

- закупка 2-х персональних комп'ютерів - 35 000 грн;
- закупка лазерного принтера/сканера А3 - 15 000 грн;
- витратні матеріали и накопичувачі - 2000 грн.

Для порівняння наводимо розрахунок вартості побудови розрахункової моделі конструкції крила з підкосом регіонального літака, виконаного за допомогою вбудованих функцій САЕ-систем:

- тривалість побудови скінченно-елементної моделі у складі від'ємної частини кесону крила - 120 р.год., при тому, що, у разі використання запропонованої об'єктно-орієнтованої технології, тривалість побудови моделі складає лише 8 р.год.;
- орієнтовна вартість 1 робочої години кваліфікованого інженера-конструктора на приватному підприємстві в Україні складає 200 грн.

Таким чином вартість побудови скінченно-елементної моделі одного варіанту конструкції крила з підкосом складає: $120 \cdot 200 = 24000$ грн.

Відповідно, вартість побудови скінченно-елементної моделі одного варіанту конструкції крила з підкосом, у разі використання запропонованої об'єктно-орієнтованої технології, складає: $8 \cdot 200 = 1600$ грн.

7.7. Висновки по розділу

Використання сучасних САЕ-комплексів дозволяє суттєво підвищити оперативність та якість проектних розрахунків, особливо при розрахунках міцності конструкцій складних технічних об'єктів, до яких відносяться літаки транспортної категорії. Проблемою сучасних САЕ-комплексів є відсутність в їхньому складі спеціалізованих модулів керування даними, що суттєво

ускладнює процес побудови розрахункових моделей. Особливо цей недолік проявляється в процесі побудови скінченно-елементних моделей. Використання об'єктно-орієнтованої технології керування даними дає можливість суттєво скоротити час побудови скінченно-елементних моделей конструкції планеру літака.

Під час складання магістерської дисертації був виконаний наступний аналіз:

- досліджено можливість ринкової комерціалізації проекту, показано, що, завдяки використанню ексклюзивних інформаційних технологій, проект практично не має конкурентів;
- використана об'єктно-орієнтована інформаційна технологія суттєво підвищує економічну ефективність використання сучасних САЕ-комплексів в процесі розрахунку міцності планеру літаків транспортної категорії;
- визначено загальні напрями використання та проаналізовано ринкові можливості щодо реалізації бізнес-проекту.

8. Висновки

Розроблено новий метод синтезу скінченно-елементних моделей елементів конструкції літака, який значно розширює сферу застосування об'єктно-орієнтованої інформаційної технології при проектуванні конструкції планера літака транспортної категорії.

Істотне скорочення тривалості синтезу скінченно-елементної моделі літака транспортної категорії з підкосним крилом, що дає можливість підвищити якість проектування, за рахунок використання математичних методів оптимізації.

Список використаних джерел

1. Егер С.М. Проектирование самолетов, –М, Машиностроение, 1983, –616 с.
2. Глаголев А.Н., Гильдинов М.Я., Григоренко С.М. Конструкция самолетов, – М, Машиностроение, 1975, –480 с.
3. Бадягин А.А. Сравнение лёгких самолётов с подкосным и свободнонесущим крылом. Известия вузов: Авиационная техника. 1980. № 4. с. 11-17.
4. Чепурных И.В. Расчет массы подкосного крыла самолета. Ученые записки КнАГТУ. 2015. № 21. с. 12-20.
5. Ю.Г. Одинокое. Расчет самолета на прочность. –М.: Машиностроение, 1973. –392 с.
6. Метод определения характеристик общего напряжённо-деформированного состояния отъёмной части крыла самолёта с помощью системы ANSYS / А. Г. Гребеников, Ю. Н. Геремес, С. П. Светличный, Ю. А. Яковлев // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2008. – Вып. 39. –С. 37–51.
7. Метод интегрированного проектирования, конструирования и моделирования высокоресурсного фитингового стыка крыла с центропланом самолета транспортной категории/ Е.Т. Василевский, А.Г. Гребеников, А.Ю. Ефремов, Н.В. Ефремова // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2010. – Вып. 46. – С.277–293.
8. C-295 aircraft global finite element model: a multidisciplinary tool used in casa to reduce time and costs in aircraft certification process. / Eduardo Oslé, Juan Luis de la Gándara, Agustín González-Díaz // MSC Software's 1st South European Technological Conference, 2000.
9. Хорошев А.Н. Основы проектирования технических объектов. –М, 2011. –125 с.

- 10.Борисов В. В., Методы синтеза конечно-элементной модели планера грузового самолета / В. В. Борисов. – Саарбрюккен: LAP LAMBERT Academic Publishing, 2014. – 139 с.
- 11.Зинченко В.П., Борисов В.В. Методы и алгоритмы автоматизированного проектирования сложных технических объектов // УСиМ, 2011. –Вып. № 1. – С. 46–56.
- 12.Борисов В.В., Зинченко В.П., Муха И.П. Система автоматизированного управления проектными данными // Адаптивные системы автоматизированного управления. –2011. №19(39). -с.23-34.
- 13.Мартин Дж. Системный анализ передачи данных: В 2 т. –М.: Мир, 1975. – Т.1: Системный анализ передачи данных. –256 с.; –Т.2: Проектирование систем передачи данных. – 431 с.
- 14.MSC.Nastran 2012. Linear Static Analysis. User's Guide. 2012. –772 с.
- 15.MSC.Nastran 2012. Superelements User's Guide. User's Guide. 2012. –974 с.
- 16.Руководство по основным методам проведения анализа в программе ANSYS. 2006. –399 с.
- 17.Рычков С.П. Моделирование конструкций в среде Femap with NX Nastran. –М.: ДМК Пресс, 2013. –784 с.
- 18.Борисов В.В. Проблемы обеспечения надежности функционирования программного обеспечения PDM–систем. // Технології створення перспективних комп'ютерних засобів та систем з використанням новітньої елементної бази. –К.: Ін-т кибернетики ім. В.М. Глушкова НАН України, 2000. –с. 67-72.
- 19.V.V. Borisov, V.V. Sukhov, A technique of computer-aided synthesizing a finite element model of wing center section and outer wing torsion box joint for a transport aircraft, Russian Aeronautics (Iz VUZ), №1, pp. 6-13, 2014.
- 20.Борисов В.В. Методы автоматизированного синтеза конечно–элементных моделей стыковых элементов в планере самолета. Механіка гіроскопічних систем, НТУУ "КПІ". Киев, 2015. вип.30. с. 73–89.

Вихідний код класу об'єкта "Шарнірний стик №1".**1. Головна процедура**

```
//=====
//===== Шарнірний стик ОЧК/подкоса со шпангоутом =====
//=====

void $main ( short $mode )
{
    int i, j, k, size;
    char tmp_line[251], mp1 = 0, code, mode;

    if ( $mode == 3856 )
    { // Заполнение списка отсеков

        if ( NodeCount == 0 )
        {
            SetBoxList ();
            $_exit ();
        }
        else
        if ( $mode == 28567 )
        { // Передача модели в отсек

            if ( NodeCount > 0 )
            {
                GetFEM ();
                $_exit ();
            }
        }
    }

    // Формирование головного "окна": =====

    FormLb = $CreateGUIWindow ( 0 );
    $SetWndSize ( FormLb, 520, 900 );
    $SetWndLocation ( FormLb, 5, 280 );
    $SetWndCaption ( FormLb, Name );
    $WndShow ( FormLb );

    // Формирование центральной кнопочной панели: -----

    ButtonPanelLb = $CreateGUIPanel ( FormLb, 2 );
    $SetPanelSize ( ButtonPanelLb, 50, 400 );
    $SetPanelBorderStyle ( ButtonPanelLb, 1 );

    MainButtonLb[0] = $CreateGUIButton ( ButtonPanelLb );
    $SetButtonSize ( MainButtonLb[0], 25, 160 );
    $SetButtonLocation ( MainButtonLb[0], 8, 20 );
    $SetButtonCaption ( MainButtonLb[0], "Формирование КЭ-модели" );

    $SetButtonBinding ( MainButtonLb[0], 1, 1, 0, 0 );
    $SetButtonClickEvent ( MainButtonLb[0], CreFEM );
    $ButtonVisible ( MainButtonLb[0], 1 );

    MainButtonLb[4] = $CreateGUIButton ( ButtonPanelLb );
    $SetButtonSize ( MainButtonLb[4], 25, 100 );
    $SetButtonLocation ( MainButtonLb[4], 8, 760 );
    $SetButtonCaption ( MainButtonLb[4], "Выход" );
    $SetButtonBinding ( MainButtonLb[4], 1, 0, 0, 1 );
    $SetButtonClickEvent ( MainButtonLb[4], Quit );
}
```

```

$ButtonVisible ( MainButtonLb[4], 1 );

//- Формирование главной панели с "закладками": -----
--

MarkPanelLb = $CreateGUIMarkPanel ( FormLb, 5 );
$MarkPanelVisible ( MarkPanelLb, mp1, 1 );

MainPageLb[0] = $CreateGUIMarkPanelPage ( MarkPanelLb );
$SetMarkPanelPageCaption ( MainPageLb[0], "Список соединяемых отсеков
(элементов)" );
$MarkPanelPageVisible ( MainPageLb[0], 1 );

MainPageLb[1] = $CreateGUIMarkPanelPage ( MarkPanelLb );
$SetMarkPanelPageCaption ( MainPageLb[1], "Стержневые элементы" );
$MarkPanelPageVisible ( MainPageLb[1], 1 );

MainPageLb[2] = $CreateGUIMarkPanelPage ( MarkPanelLb );
$SetMarkPanelPageCaption ( MainPageLb[2], "Плоские элементы" );
$MarkPanelPageVisible ( MainPageLb[2], 2 );

//- Формирование страницы для ввода исходных данных: -----
-----

SelectBoxPanelLb = $CreateGUIPanel ( MainPageLb[0], 2 ); //--> Создание в
нижней части страницы панели для вывода обозначений стыкуемых элементов
$SetPanelSize ( SelectBoxPanelLb, 130, 300 );
$SetPanelBorderStyle ( SelectBoxPanelLb, 0 );

EditLb[0] = $CreateGUIEdit ( SelectBoxPanelLb );
$SetEditSize ( EditLb[0], 28, 800 );
$SetEditLocation ( EditLb[0], 25, 20 );
$SetEditFontParametr ( EditLb[0], 10, 0, 0, 0 );
$SetEditMode ( EditLb[0], 0, 1 ); //--> Запрет ручного ввода
$EditVisible ( EditLb[0], 1 );

TitleLb[0] = $CreateGUILabel ( SelectBoxPanelLb );
$SetLabelSize ( TitleLb[0], 20, 120 );
$SetLabelLocation ( TitleLb[0], 5, 20 );
$SetLabelFontParametr ( TitleLb[0], 10, 0, 0, 0 );
$SetLabelCaption ( TitleLb[0], "Лонжерон:" );
$LabelVisible ( TitleLb[0], 1 );

EditLb[1] = $CreateGUIEdit ( SelectBoxPanelLb );
$SetEditSize ( EditLb[1], 28, 800 );
$SetEditLocation ( EditLb[1], 80, 20 );
$SetEditFontParametr ( EditLb[1], 10, 0, 0, 0 );
$SetEditMode ( EditLb[1], 0, 1 ); //--> Запрет ручного ввода
$EditVisible ( EditLb[1], 1 );

TitleLb[1] = $CreateGUILabel ( SelectBoxPanelLb );
$SetLabelSize ( TitleLb[1], 20, 120 );
$SetLabelLocation ( TitleLb[1], 60, 20 );
$SetLabelFontParametr ( TitleLb[1], 10, 0, 0, 0 );
$SetLabelCaption ( TitleLb[1], "Силовой шпангоут:" );
$LabelVisible ( TitleLb[1], 1 );

```

```

BoxListButtonPanelLb = $CreateGUIPanel ( MainPageLb[0], 4 ); //--> Создание
в правой части страницы панели для кнопок
$SetPanelSize ( BoxListButtonPanelLb, 500, 180 );
$SetPanelBorderStyle ( BoxListButtonPanelLb, 0 );

BoxListButtonLb[0] = $CreateGUIButton ( BoxListButtonPanelLb );
$SetButtonSize ( BoxListButtonLb[0], 25, 155 );
$SetButtonLocation ( BoxListButtonLb[0], 10, 10 );
$SetButtonCaption ( BoxListButtonLb[0], "Выбор сечения ОЧК" );
$SetButtonBinding ( BoxListButtonLb[0], 1, 0, 0, 1 );
$SetButtonClickEvent ( BoxListButtonLb[0], SelectProfile );
$ButtonVisible ( BoxListButtonLb[0], 1 );

BoxListButtonLb[1] = $CreateGUIButton ( BoxListButtonPanelLb );
$SetButtonSize ( BoxListButtonLb[1], 25, 155 );
$SetButtonLocation ( BoxListButtonLb[1], 50, 10 );
$SetButtonCaption ( BoxListButtonLb[1], "Выбор силового шпангоута" );
$SetButtonBinding ( BoxListButtonLb[1], 1, 0, 0, 1 );
$SetButtonClickEvent ( BoxListButtonLb[1], SelectPowerFrame );
$ButtonVisible ( BoxListButtonLb[1], 1 );

BoxListLb = $CreateGUIList ( MainPageLb[0] ); //--> Список отсеков
$SetListFontParametr ( BoxListLb, 10, 0, 0, 0 );
$AddListColumn ( BoxListLb, "Обозначения стыкуемых элементов:" );
$SetListColumnWidth ( BoxListLb, 1, 800 );
$ListVisible ( BoxListLb, 1, 5 );

for ( i = 0; i < BoxCount; i++ )
{ // Отображение списка стыкуемых элементов

    $AddListItem ( BoxListLb, Data_1[i].Name );
}

for ( i = 0; i < 2; i++ )
{ // Отображение наименований соединяемых сечений

    if ( Data_2[i].SelectFlag == 0 )
        continue;
    else
        $SetEditText ( EditLb[i], JointProfileName[i] );
}

//-- Формирование страниц для описания параметров КЭ: -----
-----

RodListLb = $CreateGUIList ( MainPageLb[1] ); //--> Список параметров
стержневых элементов
$SetListFontParametr ( RodListLb, 10, 0, 0, 0 );
$AddListColumn ( RodListLb, "Обозначения" );
$AddListColumn ( RodListLb, "Функции" );
$AddListColumn ( RodListLb, "Площадь сечения" );
$AddListColumn ( RodListLb, "Код материала" );
$ListVisible ( RodListLb, 1, 5 );

FlatListLb = $CreateGUIList ( MainPageLb[2] ); //--> Список параметров
плоских элементов
$SetListFontParametr ( FlatListLb, 10, 0, 0, 0 );
$AddListColumn ( FlatListLb, "Обозначения" );
$AddListColumn ( FlatListLb, "Функции" );
$AddListColumn ( FlatListLb, "Площадь сечения" );

```



```

$AddListColumn ( FlatListLb, "Код материала" );
$ListVisible ( FlatListLb, 1, 5 );

//- Сохранение указателей: -----

    size = 43*4;
    $_save ( &FormLb, size );
}

void Quit ()
{ // Прекращение работы объекта

    $_exit ();
}

```

2. Функції

```

//=====
//=====  Функції  =====
//=====

void SetBoxList ()
{ // Процедура приема ссылок на отсеки и конструктивные элементы и координат
узлов планера

    int i, j, k, size;
    char tmp_line[251];

    $_set_index ( &Connect_0 );

    $_sprintf ( Name, Connect_0.JointName );
    $_save ( Name, 51 );

    BoxCount = Connect_0.BoxCount;
    for ( i = 0; i < BoxCount; i++ )
    { // Чтение ссылок на отсеки

        $_sprintf ( Data_1[i].Name, Connect_0.BoxNames[i] );
        Data_1[i].ObjCode = Connect_0.BoxObjCode[i];
    }

    SourceNodeCount = Connect_0.SourceNodeCount;
    for ( i = 0; i < SourceNodeCount; i++ )
    { // Чтение уже имеющихся координат узлов фрагмента планера

        SourceNodeCoord[i][0] = Connect_0.SourceNodeCoord[i][0];
        SourceNodeCoord[i][1] = Connect_0.SourceNodeCoord[i][1];
        SourceNodeCoord[i][2] = Connect_0.SourceNodeCoord[i][2];
    }

    size = 4 + 20*( 51 + 4 );
    $_save ( &BoxCount, size );

    size = 2 + 20000*3*8;
    $_save ( &SourceNodeCount, size );

    Data_2[0].SelectFlag = Data_2[1].SelectFlag = 0;
    size = 2*2 + 2*2*200*2 + 2*2*2;
}

```

```

    $_save ( Data_2, size*2 );
}

void CreFEM ()
{ // Процедура формирования КЭМ

    double x0, y0, z0, di, dj, dk, delta[2], y[2], z[2];
    int i, j, k, k0, k1, k2, size, n, ln;
    char tmp_line[251];

    n = Data_2[1].PNodeNumber[0][0][0] - 1;
    x0 = SourceNodeCoord[n][0]; //--> Плоскость стыкового сечения фюзеляжа

    //- Определение номера стыкуемого лонжерона ОЧК: -----

    dk = -1.0;
    n = Data_2[0].VerticalNodeNumber[0][0] - 1;
    di = x0 - SourceNodeCoord[n][0]; //--> Расстояние плоскости переднего
лонжерона от плоскости стыкового сечения фюзеляжа
    if ( di < 0 )
        di *= dk;

    n = Data_2[0].VerticalNodeNumber[1][0] - 1;
    dj = x0 - SourceNodeCoord[n][0]; //--> Расстояние плоскости заднего
лонжерона от плоскости стыкового сечения фюзеляжа
    if ( dj < 0 )
        dj *= dk;

    if ( di < dj )
        ln = 0;
    else
        ln = 1;

    //- Определение координат узлов КЭМ стыка: -----

    k = 0; //--> Временный счетчик количества узлов

    n = Data_2[0].VerticalNodeNumber[ln][0] - 1;
    NodeCoord[k][0] = SourceNodeCoord[n][0];
    NodeCoord[k][1] = SourceNodeCoord[n][1];
    NodeCoord[k][2] = SourceNodeCoord[n][2];
    NodeNumbers[0][0] = k + 1;
    NodeNumber[k] = Data_2[0].VerticalNodeNumber[ln][0];
    NodeFlag[k] = 0;
    k++;

    n = Data_2[0].VerticalNodeNumber[ln][2] - 1;
    NodeCoord[k][0] = SourceNodeCoord[n][0];
    NodeCoord[k][1] = SourceNodeCoord[n][1];
    NodeCoord[k][2] = SourceNodeCoord[n][2];
    NodeNumbers[0][1] = k + 1;
    NodeNumber[k] = Data_2[0].VerticalNodeNumber[ln][2];
    NodeFlag[k] = 0;
    k++;

    n = Data_2[0].VerticalNodeNumber[ln][5] - 1;
    NodeCoord[k][0] = SourceNodeCoord[n][0];
    NodeCoord[k][1] = SourceNodeCoord[n][1];
    NodeCoord[k][2] = SourceNodeCoord[n][2];

```

```

NodeNumbers[0][2] = k + 1;
NodeNumber[k] = Data_2[0].VerticalNodeNumber[ln][5];
NodeFlag[k] = 0;
k++;

k1 = Data_2[1].PNodeCount[0];
y0 = NodeCoord[0][1];
z0 = NodeCoord[0][2];
n = Data_2[1].PNodeNumber[0][0][0] - 1;
di = SourceNodeCoord[n][1];
dj = SourceNodeCoord[n][2];
delta[0] = $_pow ((di - y0)*(di - y0)+(dj - z0)*(dj - z0), .5 );
for ( i = 1; i < k1; i++ )
{ // Поиск верхнего стыкового узла шпангоута

    n = Data_2[1].PNodeNumber[0][0][i];
    di = SourceNodeCoord[n][1];
    dj = SourceNodeCoord[n][2];
    if ( z0 < 0 && dj >= 0 )
        continue;
    else
        delta[1] = $_pow ((di - y0)*(di - y0)+(dj - z0)*(dj - z0), .5 );
    if ( delta[1] < delta[0] )
    {
        delta[0] = delta[1];
        continue;
    }
    else
        j = i - 1; //--> Предыдущий узел был ближайшим
        break;
}

n = Data_2[1].PNodeNumber[0][0][j] - 1;
NodeCoord[k][0] = SourceNodeCoord[n][0];
NodeCoord[k][1] = SourceNodeCoord[n][1];
NodeCoord[k][2] = SourceNodeCoord[n][2];
NodeNumbers[4][0] = k + 1;
NodeNumber[k] = Data_2[1].PNodeNumber[0][0][j] - 1;
NodeFlag[k] = 0;
k++;

y0 = NodeCoord[1][1];
z0 = NodeCoord[1][2];
n = Data_2[1].PNodeNumber[0][0][0] - 1;
di = SourceNodeCoord[n][1];
dj = SourceNodeCoord[n][2];
delta[0] = $_pow ((di - y0)*(di - y0)+(dj - z0)*(dj - z0), .5 );
for ( i = 0; i < k1; i++ )
{ // Поиск среднего стыкового узла шпангоута

    n = Data_2[1].PNodeNumber[0][0][i];
    di = SourceNodeCoord[n][1];
    dj = SourceNodeCoord[n][2];
    if ( z0 < 0 && dj >= 0 )
        continue;
    else
        delta[1] = $_pow ((di - y0)*(di - y0)+(dj - z0)*(dj - z0), .5 );
    if ( delta[1] < delta[0] )
    {
        delta[0] = delta[1];
        continue;
    }
}

```

```

    }
    else
    j = i - 1; //--> Предыдущий узел был ближайшим
    break;
}

n = Data_2[1].PNodeNumber[0][0][j] - 1;
NodeCoord[k][0] = SourceNodeCoord[n][0];
NodeCoord[k][1] = SourceNodeCoord[n][1];
NodeCoord[k][2] = SourceNodeCoord[n][2];
NodeNumbers[4][1] = k + 1;
NodeNumber[k] = Data_2[1].PNodeNumber[0][0][j] - 1;
NodeFlag[k] = 0;
k++;

y0 = NodeCoord[2][1];
z0 = NodeCoord[2][2];
n = Data_2[1].PNodeNumber[0][0][0] - 1;
di = SourceNodeCoord[n][1];
dj = SourceNodeCoord[n][2];
delta[0] = $_pow ((di - y0)*(di - y0)+(dj - z0)*(dj - z0), .5 );
for ( i = 0; i < k1; i++ )
{ // Поиск среднего стыкового узла шпангоута

    n = Data_2[1].PNodeNumber[0][0][i];
    di = SourceNodeCoord[n][1];
    dj = SourceNodeCoord[n][2];
    if ( z0 < 0 && dj >= 0 )
        continue;
    else
        delta[1] = $_pow ((di - y0)*(di - y0)+(dj - z0)*(dj - z0), .5 );
    if ( delta[1] < delta[0] )
    {
        delta[0] = delta[1];
        continue;
    }
    else
    j = i - 1; //--> Предыдущий узел был ближайшим
    break;
}

n = Data_2[1].PNodeNumber[0][0][j] - 1;
NodeCoord[k][0] = SourceNodeCoord[n][0];
NodeCoord[k][1] = SourceNodeCoord[n][1];
NodeCoord[k][2] = SourceNodeCoord[n][2];
NodeNumbers[4][2] = k + 1;
NodeNumber[k] = Data_2[1].PNodeNumber[0][0][j] - 1;
NodeFlag[k] = 0;
k++;

k2 = 0; //--> Счетчик "своих" узлов
NodeCoord[6][0] = NodeCoord[6][1] = NodeCoord[6][2] = 0;
for ( i = 0; i < 3; i++ )
{ // Определение координат центрального узла

    for ( j = 0; j < 5; j+= 4 )
    {
        for ( k1 = 0; k1 < 3; k1++ )
        {
            n = NodeNumbers[j][k1] - 1;
            NodeCoord[6][i]+= NodeCoord[n][i];

```

```

    }
}

NodeCoord[6][i] /= 3;
}

NodeNumbers[2][0] = k + 1;
NodeNumber[k] = k2 + 1;
NodeFlag[k] = 1;
k2++;
k++;

di = .85;
delta[0] = NodeCoord[0][1] - NodeCoord[6][1];
delta[1] = NodeCoord[0][2] - NodeCoord[6][2];
y[0] = NodeCoord[6][1] + di*delta[0];
z[0] = NodeCoord[0][2] + di*delta[1];

delta[0] = NodeCoord[2][1] - NodeCoord[6][1];
delta[1] = NodeCoord[2][2] - NodeCoord[6][2];
y[1] = NodeCoord[6][1] + di*delta[0];
z[1] = NodeCoord[6][1] + di*delta[1];

di = 1.2;
delta[0] = y[1] - y[0];
delta[1] = z[1] - z[0];
NodeCoord[k][0] = NodeCoord[6][0];
NodeCoord[k][1] = y[0] + di*delta[0];
NodeCoord[k][2] = z[0] + di*delta[1];
NodeNumbers[1][0] = k + 1; //--> Первый внутренний узел
NodeNumber[k] = k2 + 1;
NodeFlag[k] = 1;
k2++;
k++;

delta[0] = y[0] - y[1];
delta[1] = z[0] - z[1];
NodeCoord[k][0] = NodeCoord[6][0];
NodeCoord[k][1] = y[1] + di*delta[0];
NodeCoord[k][2] = z[1] + di*delta[1];
NodeNumbers[1][1] = k + 1; //--> Второй внутренний узел
NodeNumber[k] = k2 + 1;
NodeFlag[k] = 1;
k2++;
k++;

di = .85;
delta[0] = NodeCoord[3][1] - NodeCoord[6][1];
delta[1] = NodeCoord[3][2] - NodeCoord[6][2];
y[0] = NodeCoord[6][1] + di*delta[0];
z[0] = NodeCoord[6][1] + di*delta[1];

delta[0] = NodeCoord[4][1] - NodeCoord[6][1];
delta[1] = NodeCoord[4][2] - NodeCoord[6][2];
y[1] = NodeCoord[6][1] + di*delta[0];
z[1] = NodeCoord[6][1] + di*delta[1];

di = 1.2;
delta[0] = y[1] - y[0];
delta[1] = z[1] - z[0];

```

```

NodeCoord[k][0] = NodeCoord[6][0];
NodeCoord[k][1] = y[0] + di*delta[0];
NodeCoord[k][2] = z[0] + di*delta[1];
NodeNumbers[3][0] = k + 1; //--> Третий внутренний узел
NodeNumber[k] = k2 + 1;
NodeFlag[k] = 1;
k2++;
k++;

delta[0] = y[0] - y[1];
delta[1] = z[0] - z[1];
NodeCoord[k][0] = NodeCoord[6][0];
NodeCoord[k][1] = y[1] + di*delta[0];
NodeCoord[k][2] = z[1] + di*delta[1];
NodeNumbers[3][1] = k + 1; //--> Четвертый внутренний узел
NodeNumber[k] = k2 + 1;
NodeFlag[k] = 1;
k2++;
k++;

NodeCount = k; //--> Фиксация к-ва узлов в КЭМ
size = 2 + 30*3*8;
$_save ( &NodeCount, size ); //--> Сохранение координат узлов в БД
size = 2*30 + 30;
$_save ( NodeNumber, size ); //--> Сохранение фактических NN узлов в БД

// - Описание топологии КЭМ стыка: -----

k = 0; //--> Временный счетчик КЭ
for ( i = 0; i < 5; i+= 4 )
{ // Моделирование опор шарниров

    for ( j = 0; j < 2; j++ )
    {
        Element[k][0] = 5; //--> Код КЭ (Bar)
        Element[k][1] = 2; //--> Количество узлов КЭ
        Element[k][2] = NodeNumbers[i][j]; //--> N 1-го узла
        Element[k][3] = NodeNumbers[i][j+1]; //--> N 2-го узла
        Element[k][4] = 0; //--> Не используется
        Element[k][5] = 0; //--> Не используется
        k++;
    }
}

for ( i = 0; i < 2; i++ )
{ // Моделирование средних ребер

    j = i*4;
    Element[k][0] = 5; //--> Код КЭ (Bar)
    Element[k][1] = 2; //--> Количество узлов КЭ
    Element[k][2] = NodeNumbers[j][1]; //--> N 1-го узла
    Element[k][3] = NodeNumbers[2][0]; //--> N 2-го узла
    Element[k][4] = 0; //--> Не используется
    Element[k][5] = 0; //--> Не используется
    k++;
}

for ( i = 0; i < 2; i++ )
{ // Моделирование боковых ребер

    for ( j = 0; j < 2; j++ )
    {

```

```

        k0 = i*4;
        k1 = 1+2*i;
        k2 = j*2;
        Element[k][0] = 5; //--> Код КЭ (Bar)
        Element[k][1] = 2; //--> Количество узлов КЭ
        Element[k][2] = NodeNumbers[k0][k2]; //--> N 1-го узла
        Element[k][3] = NodeNumbers[k1][j]; //--> N 2-го узла
        Element[k][4] = 0; //--> Не используется
        Element[k][5] = 0; //--> Не используется
        k++;

        Element[k][0] = 5; //--> Код КЭ (Bar)
        Element[k][1] = 2; //--> Количество узлов КЭ
        Element[k][2] = NodeNumbers[k1][j]; //--> N 1-го узла
        Element[k][3] = NodeNumbers[2][0]; //--> N 2-го узла
        Element[k][4] = 0; //--> Не используется
        Element[k][5] = 0; //--> Не используется
        k++;
    }
}

for ( i = 0; i < 2; i++ )
{ // Моделирование стенок шарниров

    for ( j = 0; j < 2; j++ )
    {
        k0 = i*4;
        k1 = 1+2*i;
        k2 = j*2;
        Element[k][0] = 7; //--> Код КЭ (Plate)
        Element[k][1] = 4; //--> Количество узлов КЭ
        Element[k][2] = NodeNumbers[k0][k2]; //--> N 1-го узла
        Element[k][3] = NodeNumbers[k1][j]; //--> N 2-го узла
        Element[k][4] = NodeNumbers[2][0]; //--> N 3-го узла
        Element[k][5] = NodeNumbers[k1][1]; //--> N 4-го узла
        k++;
    }
}

ElCount = k;
size = 2 + 70*6*2;
$_save ( &ElCount, size ); //--> Сохранение топологии КЭМ в БД
}

void GetFEM ()
{ //- Процедура передачи КЭМ в планер

    int i, j, k, size, n0;
    char tmp_line[251];

    if ( NodeCount == 0 )
        return;
    else
        $_set_index ( &Connect_0 );
    n0 = Connect_0.N0;

    k = 0;
    for ( i = 0; i < NodeCount; i++ )
    { // Копирование узлов

        if ( NodeFlag == 0 )
            continue;

```

```

        else
            Connect_0.NodeCoord[k][0] = NodeCoord[i][0];
            Connect_0.NodeCoord[k][1] = NodeCoord[i][1];
            Connect_0.NodeCoord[k][2] = NodeCoord[i][2];
            k++;
    }

    Connect_0.NodeCount = NodeCount;

    for ( i = 0; i < ElCount; i++ )
    { // Преобразование КЭ

        Element_2[i][0] = Element[i][0];
        Element_2[i][1] = Element[i][1];
        for ( j = 2; j < 6; j++ )
        {
            if ( j >= Element[i][1] + 2 )
            {
                for ( j = j; j < 6; j++ )
                    Element_2[i][j] = 0;
                break;
            }
            else
            {
                k = Element[i][j] - 1;
                Element_2[i][j] = NodeNumber[k];
                if ( NodeFlag[k] == 1 )
                    Element_2[i][j] += n0;
            }
        }
    }

    Connect_0.ElCount = ElCount;
    for ( i = 0; i < ElCount; i++ )
    { // Преобразование КЭ

        Connect_0.Element[i][0] = Element_2[i][0];
        Connect_0.Element[i][1] = Element_2[i][1];
        Connect_0.Element[i][2] = Element_2[i][2];
        Connect_0.Element[i][3] = Element_2[i][3];
        Connect_0.Element[i][4] = Element_2[i][4];
        Connect_0.Element[i][5] = Element_2[i][5];
    }

    size = 51 + 51 + 4 + 20*51 + 20*4;
    size += 2 + 20000*3*8 + 2;
    size += 2 + 3000*3*8 + 2 + 7000*6*2;
    $_save ( &Connect_0, size );
}

void SelectProfile ()
{ // Процедура выбора корневого сечения ОЧК

    SelectBaseProfile ( 0 );
}

void SelectPowerFrame ()
{ // Процедура выбора силового шпангоута для стояка

    SelectBaseProfile ( 1 );
}

```



```

void SelectBaseProfile ( int n )
{ // Базовая процедура выбора профиля

    int current_num, i, j, k = -1, i1, size, k1;
    char tmp_line[251];

    if (( current_num = $GetListIndex ( BoxListLb )) == k )
    {
        $_message ( "Элемент не выбран!", "Ошибка пользователя.", 0 );
        return;
    }
    else
    {
        j = $_get_space_number ();
        k1 = current_num - 1;
        $_get_addr ( &DataFromBox );
        $_call_object_by_number ( Data_1[k1].ObjCode, j, 21098 );

        if ( DataFromBox.SelectFlag == 0 )
            return;
        else
        {
            for ( i = 0; i < 2; i++ )
            { // Верх/Низ

                k = Data_2[n].PNodeCount[i] = DataFromBox.PNodeCount[i];
                for ( i1 = 0; i1 < 2; i1++ )
                { // Внешний/Внутренний

                    for ( j = 0; j < k; j++ )
                        Data_2[n].PNodeNumber[i][i1][j] =
DataFromBox.PNodeNumber[i][i1][j];
                }
            }

            $_sprintf ( Data_2[n].ProfileName, DataFromBox.ProfileName );

            for ( i = 0; i < 2; i++ )
            {
                for ( j = 0; j < 6; j++ )
                    Data_2[n].VerticalNodeNumber[i][j] =
DataFromBox.VerticalNodeNumber[i][j];
            }

            Data_2[n].SelectFlag = 1;

            size = 51 + 2*2 + 2*2*200*2 + 2*2*6 + 1;
            $_save ( Data_2[n].ProfileName, size );

            $_sprintf ( JointProfileName[n], "%s\\%s", Data_1[k1].Name,
Data_2[n].ProfileName );
            size = 100;
            $_save ( JointProfileName[n], size );
            $SetEditText ( EditLb[n], JointProfileName[n] );
        }
    }
}

```

3. Глобальні змінні

```
char Code_1, Name[51];
```

```

//- GUI: -----

int FormLb, ButtonPanelLb, MarkPanelLb, MainPageLb[4], MainButtonLb[5],
PanelLb[4];
int BoxListLb, BoxListButtonPanelLb, BoxListButtonLb[5];
int EditLb[6], TitleLb[10], FrameList[4], SelectBoxPanelLb, RodListLb,
FlatListLb;

//- Исходные данные: -----

short SourceNodeCount = 0;
double SourceNodeCoord[20000][3];

int BoxCount = 0; //--> К-во стыкуемых отсеков
_BoxData Data_1[20]; //--> Ссылки на стыкуемые отсеки
_SourceData Data_2[4]; //--> Исходные данные по стыкуемым сечениям

char JointProfileName[4][101]; //--> Наименования соединяемых сечений

//- Собственная конечно-элементная модель: -----

short NodeCount = 0;
double NodeCoord[30][3];

short ElCount = 0;
short Element[70][6];
short Element_2[70][6];

short NodeNumbers[5][3]; //--> [0 - узлы в ОЧК; 1,3 - внутренние узлы; 2 -
центральный узел, 4 - узлы шпангоута][x,y,z]
short NodeNumber[30];
char NodeFlag[30]; //--> Если флаг равен 1, то к номеру NodeNumber_2[i]
добавляется n0

virtual _PlanerJoint Connect_0; //--> Получение исходных данных из планера
_SourceData DataFromBox; //--> Получение данных о соединяемых сечениях

```

4. struct _BoxData

```

//=====
//===== Структура для хранения данных о стыкуемых элементах =====
//=====

char Name[51];
int ObjCode; //--> Объектный код элемента

```

5. struct _PlanerJoint

```

//=====
//===== Структура для обмена данными с фрагментом планера =====

```

```
//=====

char MainName[51], JointName[51]; //--> Наименование фрагмента планера и данного
стыка

int BoxCount;
char BoxNames[20][51];
int BoxObjCode[20];

short SourceNodeCount;
double SourceNodeCoord[20000][3];

//=====

short N0;
short NodeCount;
double NodeCoord[3000][3];

short ElCount;
short Element[7000][6];
```

6. struct _SourceData

```
//=====
//=== Получение и хранение координат и номеров узлов в стыкуемых сечениях ===
//=====

char ProfileName[51];

short PNodeCount[2];
short PNodeNumber[2][2][200]; //--> NN узлов в "дужках" [top/bottom][out/in][]
short VerticalNodeNumber[2][6]; //--> NN вертикальных узлов в плоскостях
переднего и заднего ложерона [front/back][....]

char SelectFlag; //--> Признак того, что элемент выбран
```